

1.809

Jury . . . { MM. PAINLEVÉ *Président*
MARCHIS }
MAURAIN } *Examineurs*

SÉRIE A, N° 980

N° D'ORDRE :

1.809

THÈSES

PRÉSENTÉES

A LA FACULTÉ DES SCIENCES
DE L'UNIVERSITÉ DE PARIS

POUR OBTENIR

LE GRADE DE DOCTEUR ÈS-SCIENCES PHYSIQUES

PAR

M. ALBERT TOUSSAINT

Ingénieur de l'Institut Aérotechnique de l'Université de Paris, à Saint-Cyr-l'École

Chargé de Conférences à la Faculté des Sciences



1^{re} THÈSE

CONTRIBUTION à l'ÉTUDE EXPÉRIMENTALE des LOIS de SIMILITUDE en AÉRODYNAMIQUE

2^{me} THÈSE

PROPOSITIONS DONNÉES par la FACULTÉ

Soutenues le 9 Juillet 1924, devant la Commission d'Examen

Jury . . . { MM. PAINLEVÉ *Président* .
 MARCHIS } *Examineurs*
 MAURAIN }

FACULTÉ DES SCIENCES DE L'UNIVERSITÉ DE PARIS

MM.

Doyen.....	MOLLIARD, <i>Professeur.</i>	Physiologie végétale.
Doyen honoraire.....	P. APPELL.	
Professeurs honoraires..	P. PUISEUX.	
	VÉLAIN.	
	BOUSSINESQ.	
	PRUVOT.	
Professeurs.....	ÉMILE PICARD.....	Analyse supérieure et algèbre supérieure.
	KÖNIGS.....	Mécanique physique et expérimentale.
	GOURSAT.....	Calcul différentiel et calcul intégral.
	HALLER.....	Chimie organique.
	JOANNIS.....	Chimie (Enseignement P. C. N.).
	JANET.....	Electrotechnique générale.
	WALLERANT.....	Minéralogie.
	ANDOYER.....	Astronomie.
	PAINLEVÉ.....	Mécanique analytique et mécanique céleste.
	HAUG.....	Géologie.
	H. LE CHATELIER.....	Chimie générale.
	Gabriel BERTRAND.....	Chimie biologique.
	Mme P. CURIE.....	Physique générale et radioactivité.
	CAULLERY.....	Zoologie (Evolution des êtres organisés).
	C. CHABRIÉ.....	Chimie appliquée.
	G. URBAIN.....	Chimie minérale.
	Émile BOREL.....	Calcul des probabilités et Physique mathém.
	MARCHIS.....	Aviation.
	Jean PERRIN.....	Chimie physique.
	ABRAHAM.....	Physique.
	CARTAN.....	Mécanique rationnelle.
	LAPICQUE.....	Physiologie.
	GENTIL.....	Géographie physique.
	VESSIOT.....	Théorie des groupes et calcul des variations.
	COTTON.....	Physique générale.
	DRACH.....	Application de l'analyse à la géométrie.
	C. FABRY.....	Physique.
	Charles PÉREZ.....	Zoologie.
	LEDUC.....	Physique théorique et physique céleste.
	LÉON BERTRAND.....	Géologie appliquée et géologie régionale.
	DANGEARD.....	Botanique.
	LESPIEAU.....	Théories chimiques.
	RABAUD.....	Biologie expérimentale.
	PORTIER.....	Physiologie comparée.
	MAURAIN.....	Physique du globe.
	MONTEL.....	Mathématiques générales.
	WINTREBERT.....	Anatomie et histologie comparées.
	DUBOSCQ.....	Biologie maritime
	N.....	Géométrie supérieure.
	HÉROUARD.....	Zoologie.
	Rémy PERRIER.....	Zoologie (Enseignement P. C. N.).
	SAGNAC.....	Physique théorique et physique céleste.
	BLAISE.....	Chimie organique.
	PÉCHARD.....	Chimie (Enseignement P. C. N.).
	AUGER.....	Chimie analytique.
	M. GUICHARD.....	Chimie minérale.
	GUILLET.....	Physique.
	JULIA.....	Mathématiques générales.
	MAUGUIN.....	Minéralogie.
	BLARINGHEM.....	Botanique.
	MICHEL-LÉVY.....	Pétrographie.
Secrétaire.....	Daniel TOMBECK.	

AVANT-PROPOS

L'étude expérimentale des lois permettant de passer des résultats obtenus par les essais aérodynamiques des modèles réduits d'aéronefs aux valeurs applicables à la vraie grandeur, est peut-être la question la plus importante qui soit actuellement posée aux Laboratoires aérodynamiques. C'est aussi la plus complexe à résoudre car elle nécessite la mise en œuvre de méthodes expérimentales très différentes, ayant chacune leurs difficultés et leurs causes d'erreur.

Il convenait, tout d'abord, de rechercher ces causes d'erreurs, puis de s'efforcer de les éliminer, ou à défaut, de déterminer les corrections à apporter aux résultats obtenus pour tenir compte des imperfections de l'expérimentation. Ensuite c'est par une étude méthodique et raisonnée des résultats obtenus, compte tenu de toutes les précisions théoriques existantes, que l'on peut arriver à énoncer quelques éléments des lois recherchées. Cette étude fait d'ailleurs apparaître toute la complexité du problème. On est alors conduit logiquement à essayer de le simplifier en procédant d'abord à l'étude des cas relativement simples (similitude des éléments isolés de l'aéronef) pour passer ensuite aux cas plus compliqués (similitude de divers éléments juxtaposés, interactions, similitude des ensembles complexes).

L'étude présente a été faite suivant ces principes généraux.

J'ai tout d'abord recherché la mise au point des méthodes expérimentales : soufflerie et chariot aérodynamique, dont j'estimais la mise en œuvre nécessaire. Puis j'ai analysé les principaux résultats obtenus à l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr et dans d'autres Laboratoires.

C'est ainsi que j'ai été amené à énoncer les éléments des lois de similitude pour les résistances partielles dues au frottement de l'air, pour la résistance de forme ou de profil et enfin pour la résistance induite, principalement dans le cas des ailes sustentatrices. Je pense avoir réussi à démontrer que les lois de similitude pour les bonnes ailes ou cellules sustentatrices, dans la limite des angles intéressants pour l'aviation, se réduisent à celles du frottement de l'air sur ces surfaces.

Il est évident que des expérimentations complémentaires sont à poursuivre pour cette même question des ailes sustentatrices. J'ai indiqué, chemin faisant, les conditions techniques que devra remplir une telle expérimentation, principalement en ce qui concerne l'étude des phénomènes de décollements et les modèles de grandes dimensions à essayer au chariot aérodynamique.

Il semble nécessaire, en outre, d'entreprendre une étude expérimentale semblable pour les autres éléments de l'aéronef : fuselages, coques, groupes motopropulseurs, etc.

Quand cette importante question de la similitude entre des éléments isolés sera résolue, il semble que la même recherche pour les éléments juxtaposés (interactions) et pour les ensembles complexes (aéronefs complets) sera quelque peu facilitée.

C'est grâce à la diversité de l'outillage expérimental de l'Institut Aérotechnique qu'il m'a été possible d'aborder la première partie de ce problème, et ce m'est un devoir de rendre ici un hommage de sincère gratitude à la mémoire de M. H. Deutsch de la Meurthe, qui fut le généreux fondateur de ce Laboratoire.

Je dois aussi exprimer toute ma reconnaissance à M. Maurain qui fut mon Directeur et qui guida mes premières études et mes premières recherches en aérodynamique.

Jedois enfin remercier M. l'Ingénieur Général Fortant et le Lieutenant-Colonel Robert, du Service Technique de l'Aéronautique, qui ont bien voulu m'accorder les moyens financiers et les collaborateurs nécessaires pour mener à bien toute cette tâche.

CONTRIBUTION à l'ÉTUDE EXPÉRIMENTALE

des

LOIS de SIMILITUDE en AÉRODYNAMIQUE

TABLE des CHAPITRES

CHAPITRE I (page 7)

EXPOSÉ DE LA QUESTION AU POINT DE VUE EXPÉRIMENTAL

CHAPITRE II (page 15)

CONTRIBUTION A L'ÉTUDE EXPÉRIMENTALE
DES LOIS DE SIMILITUDE
PAR LES ESSAIS EFFECTUÉS UNIQUEMENT EN SOUFFLERIE

CHAPITRE III (page 33)

PERFECTIONNEMENT DE LA SOUFFLERIE AÉRODYNAMIQUE
DE L'INSTITUT AÉROTECHNIQUE
ET DES MÉTHODES D'EXPÉRIMENTATION CORRESPONDANTES

CHAPITRE IV (page 55)

PERFECTIONNEMENT DU CHARIOT AÉRODYNAMIQUE
ET DES MÉTHODES D'EXPÉRIMENTATION CORRESPONDANTES
RÉSULTATS OBTENUS
COMPARAISON AVEC LA SOUFFLERIE

CHAPITRE V (page 66)

ÉTUDE DES INTERACTIONS DUES A LA PRÉSENCE D'UN SOL
ET A CELLE DU CHARIOT AÉRODYNAMIQUE
CORRECTIONS DES RÉSULTATS OBTENUS AU CHARIOT
COMPARAISON AVEC LA SOUFFLERIE — CONCLUSIONS

CHAPITRE PREMIER

EXPOSÉ de la QUESTION au POINT de VUE EXPÉRIMENTAL

Sommaire

- a) GÉNÉRALITÉS.
- b) RAPPEL DE DOCUMENTS ANTÉRIEURS RELATIFS A LA SIMILITUDE.
- c) MOYENS EXPÉRIMENTAUX A METTRE EN ŒUVRE POUR LA RECHERCHE DE LA SIMILITUDE, DANS LES ACTIONS AÉRODYNAMIQUES SUR DES *éléments isolés* DES AÉRONEFS.
- d) CONDITIONS A REMPLIR PAR L'EXPÉRIMENTATION EN SOUFFLERIE.
 - 1) *Similitude physique et mécanique pour le mouvement par rapport au fluide.*
 - 2) *Similitude géométrique raisonnée pour les modèles expérimentés.*
 - Dimensions des modèles réduits ;
 - Caractéristiques de construction ;
 - Armatures ;
 - Fuselages, coques, groupes motopropulseurs, etc. ;
 - Empennages.
 - 3) *Les supports du modèle dans la soufflerie.*
- e) CONDITIONS A REMPLIR POUR L'EXPÉRIMENTATION AU CHARIOT AÉRODYNAMIQUE.

a) GÉNÉRALITÉS

L'aérodynamique expérimentale peut contribuer à la détermination ou à la vérification des lois de similitude à condition de suivre le programme général suivant :

1^o Recherche de la similitude dans les actions aérodynamiques sur des *éléments isolés* des aéronefs (voilures, propulseurs, fuselages et accessoires, empennages) ;

2^o Recherche de la similitude dans les interactions entre les éléments lorsqu'ils sont juxtaposés les uns avec les autres ;

3^o Vérification des lois de similitude partielles par l'étude expérimentale comparative de l'aéronef complet en vol réel et du modèle réduit correspondant (compte tenu pour ce dernier des contraintes, imposées par les lois de similitude partielles).

On conçoit que dans un système aussi complexe qu'un aéronef en vol, de multiples phénomènes aérodynamiques se superposent et s'influencent mutuellement. Dans ces conditions, il est illusoire d'espérer dégager quelque précision au point de vue similitude par la simple comparaison des caractéristiques aérodynamiques déduites des essais en vol avec celles obtenues par les essais d'un modèle réduit qui ne comporte pas, en général, un degré suffisant de similitude géométrique et dans lequel le propulseur est supprimé.

Cette comparaison est cependant nécessaire car elle fournit au constructeur des coefficients empiriques de similitude qui lui sont utiles pour l'étude d'autres aéronefs du même genre que ceux expérimentés. Au point de vue scientifique de telles expérimentations demandent à être conduites d'une manière toute différente de celle qui est pratiquée couramment.

Par exemple, pour éliminer l'action du propulseur, les mesures globales des caractéristiques de l'aéronef devront être faites en vol plané. Mais même dans ce cas, on se heurte à des difficultés sérieuses du fait de la très grande précision avec laquelle il convient de mesurer les angles de l'avion avec la trajectoire et ceux qui caractérisent la pente de cette trajectoire. Une erreur minime sur ces angles conduit à des erreurs notables sur les valeurs calculées pour la résistance à l'avancement.

On peut encore recourir à la mesure des pressions dynamiques sur la voilure de l'aéronef pendant divers régimes de vol plané. La comparaison des résultats obtenus, avec des mesures analogues exécutées sur un modèle réduit est extrêmement intéressante au point de vue qualitatif. La coïncidence ou l'analogie des diagrammes de répartition des pressions prouvera que les écoulements sont semblables sur le modèle réduit et sur la voilure en vraie grandeur. Mais on ne pourra guère en déduire les grandeurs des composantes de la réaction aérodynamique correspondante.

Il semble donc bien rationnel que les recherches d'aérodynamique expérimentale ayant en vue la vérification ou l'établissement des lois de similitude suivent le programme général indiqué plus haut, ce qui n'empêche pas d'ailleurs de mener de front toutes les expérimentations correspondantes. J'estime que des conclusions définitives ne pourront être obtenues qu'en les formulant successivement dans l'ordre énoncé.

b) RAPPEL de DOCUMENTS ANTÉRIEURS RELATIFS à la SIMILITUDE des VOILURES

A l'appui de ce qui précède, je rappellerai succinctement ci-après les principaux résultats expérimentaux déjà acquis dans cet ordre d'idée et plus particulièrement en ce qui concerne les voilures sustentatrices et les aéronefs complets.

Expériences du N. P. L. — C'est au N. P. L. que les essais les plus nombreux ont été effectués en vue de rechercher l'influence des dimensions et de la vitesse sur les caractéristiques aérodynamiques des ailes sustentatrices. M. Walter Diehl a fait une étude condensée des résultats de ces expériences. Je citerai donc plus spécialement les conclusions de cet auteur (1). Utilisant les résultats expérimentaux et les études correspondantes des « Reports and memoranda » n^{os} 72, 110, 148, 450 et 656, Walter Diehl a trouvé que les variations avec $v \propto l$ de la traînée unitaire d'une aile ne dépendent que du frottement de l'air et sont par suite de la forme :

$$\Delta C_x = C_{x_m} \left[1 - \left(\frac{VL}{vl} \right)^{-0,16} \right]$$

ΔC_x étant la variation du coefficient unitaire C_x quand on passe d'un produit (vl) à un autre VL ; C_{x_m} étant la résistance minimum du profil de l'aile pour la valeur : (vl) .

L'exposant $(-0,16)$ caractérise l'évolution du coefficient de frottement de l'air pour des surfaces planes; polies et vernies. Les expérimentateurs et auteurs anglais avaient trouvé pour cet exposant la valeur $(-0,14)$; nous verrons plus loin qu'une valeur moyenne $(-0,15)$ paraît plus rationnelle eu égard aux résultats expérimentaux relatifs au frottement de l'air.

Le résultat de Diehl ne s'applique naturellement que dans le domaine des angles d'incidence pour lequel l'écoulement se fait sans décollements.

Il suppose, en outre, que le coefficient de résistance induite est exactement indépendant de (vl) . Ceci demande une vérification expérimentale.

Enfin, la résistance minimum d'un profil peut ne pas se réduire exactement à la seule résistance de frottement. Le terme de résistance complémentaire qui variera avec l'épaisseur et avec la courbure du profil ne doit vraisemblablement pas suivre une évolution identique à celle du terme de frottement.

J'ajouterai encore que le résultat de Walter Diehl ne tient pas compte de la variation de la part due au frottement quand la distribution des vitesses est changée sur le profil, c'est-à-dire quand l'écoulement devient sustentateur.

En utilisant les mêmes résultats expérimentaux, l'auteur américain propose pour la variation avec (vl) du coefficient unitaire de sustentation une relation de la forme :

$$\Delta C_z = K \log \left(\frac{VL}{vl} \right).$$

(1) Walter S. DIEHL « The variation of aerofoil Lift and Drag coefficients with changes in Size and Speed » Report N^o III, U. S. N. A. C. A. 1921.

Il a trouvé $K=0,114$ pour les résultats expérimentaux du N. P. L. L'application de ce résultat est encore limitée aux angles d'incidence compris entre l'angle de portance nulle et l'angle de portance maximum. De plus, Diehl signale que, pour certaines ailes à double courbure, les C_z diminuent quand $(v l)$ augmente. Il semble donc que le dernier résultat soit moins général que celui relatif aux C_x , et qu'il peut varier aussi pour chaque angle d'incidence. A cet égard, les études précédentes seraient à reprendre après avoir fait subir aux résultats expérimentaux du N. P. L. les corrections relatives à la limitation de la veine fluide.

Walter Diehl conclut également en souhaitant que des essais complémentaires soient entrepris sur une plus grande échelle de variation de $(v l)$. (Les résultats précédents sont établis d'après des variations de $V L$ comprises entre $1 \text{ m}^2/\text{sec.}$ et $8 \text{ m}^2/\text{sec.}$).

Bairstow ⁽¹⁾ interprétant les mêmes expérimentations n'a pas donné de valeurs numériques relatives à l'influence de $(v l)$ sur les coefficients aérodynamiques C_x et C_z . Il signale toutefois l'évolution considérable de ces coefficients au voisinage du maximum de C_z pour un profil d'aile assez épais et analogue à ceux utilisés dans les hélices propulsives.

M. Margoulis ⁽²⁾ signale des résultats expérimentaux plus récents obtenus au N. P. L. (R. and M. N° 763). Un avion B.E.-2 E, muni d'ailes R. A. F., n°s 14, 15, 18 et 19 a été essayé en vol et au tunnel aérodynamique. Avec l'aile R. A. F. 18 mince (4,7 %) et moyennement incurvée (1,4 %), les coefficients de sustentation correspondant à la vraie grandeur deviennent nettement supérieurs à ceux du modèle réduit à partir d'un certain angle d'incidence. Il en résulte que le C_z maximum de l'avion réel est notablement plus élevé que celui du modèle réduit.

Un résultat tout à fait contraire est obtenu avec l'aile R. A. F. 19 moyennement épaisse (10,6 %) et très incurvée (7,5 %). Dans ce cas, le C_z maximum est diminué de 25 % quand on passe du modèle réduit à l'avion en grandeur. Cependant les essais en soufflerie commencent par montrer une augmentation des C_z avec $V L$.

Les conclusions des auteurs anglais sont assez pessimistes en ce qui concerne la possibilité de passer des résultats obtenus sur des modèles réduits aux valeurs applicables à la vraie grandeur surtout s'il s'agit d'ailes à haute portance, c'est-à-dire relativement épaisses et creuses.

Il me semble que ces conclusions sont prématurées et que les résultats précédents demanderaient confirmation par une méthode d'expérimentation plus précise que celle des essais en vol normal ou en vol plané. Un tel contrôle ne peut être obtenu que par une expérimentation au chariot aérodynamique.

Je rappellerai seulement, pour mémoire, les comparaisons faites au Laboratoire Eiffel ⁽³⁾ entre les résultats d'essais d'un modèle biplan-laboratoire (type Dorand 1909) et les résultats déduits de mesures faites en vol.

Dans ce cas, la coïncidence des coefficients unitaires fut, pour ainsi dire, parfaite ; mais elle doit être considérée comme fortuite, tout au moins en ce qui concerne les coefficients unitaires de traînée. On sait, en effet, qu'un modèle réduit comportant les nombreux mâts et fils de l'avion réel doit donner, en règle générale, des résistances unitaires très majorées du fait de l'évolution avec $V L$ de la résistance unitaire de ces impedimenta. D'autre part, on a reconnu depuis, que les résultats de la soufflerie pouvaient être influencés notablement par le support d'extrados utilisé à cette époque. Enfin, ces mêmes résultats devraient être corrigés pour tenir compte de la limitation de la veine fluide.

Pour la même raison, je rappellerai seulement les expériences que j'ai faites avant la guerre sur des avions en plein vol ⁽⁴⁾. Les plus complètes et les plus précises furent celles exécutées sur un avion Blériot, type militaire (pilote : Lieutenant Gouin).

En comparant les résultats obtenus d'après les essais en vol avec ceux obtenus au Laboratoire Eiffel sur un modèle à l'échelle 1/9,5 j'ai trouvé que les coefficients unitaires de sustentation du modèle étaient en assez bon accord avec ceux déduits des essais en *vol plané* sur l'avion réel.

(1) L. BAIRSTOW « *Dynamical similarity and scale effects* » Applied Aerodynamics, chapitre VIII.

(2) W. MARGOULIS « *Les centres de poussée et les portances maxima des ailes* » L'Aéronautique n° 50, juillet 1923, page 292).

(3) G. EIFFEL « *La résistance de l'air et l'aviation* » page 198.

(4) A. TOUSSAINT, G. LEPÈRE et L. GOVIN « *Mesures sur aéroplanes en vol* ». Bulletin de l'Institut Aérotechnique de St-Cyr, Fascicule IV, 1914.

L'accord est encore amélioré si l'on applique aux coefficients de la soufflerie, les corrections d'angle induit pour les ramener à la veine infinie. Dans ce cas particulier, l'action du support a dû être très faible.

Cependant, les coefficients unitaires de résistance à l'avancement diffèrent assez notablement et les corrections n'atténuent pas cette différence. Mais pour les raisons indiquées précédemment, cette divergence sur les C_x ne saurait nous surprendre.

Je retiendrai seulement l'accord sur les C_z obtenus en vol plané avec ceux du modèle réduit pour souligner précisément le désaccord plus important qui existe entre ces derniers et les valeurs correspondant au vol normal (moteur allumé). Nous avons été, je pense, les premiers à signaler cette différence des performances et, par suite, des coefficients aérodynamiques, entre le vol normal et le vol plané.

Nous touchons là, à la deuxième partie du programme de recherches, interaction du planeur et du propulseur. M. Margoulis ⁽¹⁾ a traité cette question et a montré toute l'importance qu'il y a à utiliser la polaire montée, la polaire palier et la polaire plané pour le calcul des performances d'un avion. Cette question sort du programme que je me suis fixé et qui se limite précisément à la première partie du programme général de recherches.

c) MOYENS EXPÉRIMENTAUX à METTRE en ŒUVRE pour la RECHERCHE de la SIMILITUDE
dans les ACTIONS AÉRODYNAMIQUES sur des ÉLÉMENTS ISOLÉS des AÉRONEFS

Le rapide exposé qui précède montre assez nettement que la soufflerie aérodynamique ne peut suffire par elle-même et sous sa forme habituelle (soufflerie à pression constante) à la résolution du problème expérimental posé. Les valeurs du produit caractéristique : Vitesse $\times$ Dimension, qu'on y peut atteindre sont trop éloignées des valeurs correspondantes pour les aéronefs réels.

Il faut cependant noter le progrès considérable qui sera apporté dans cet ordre d'idée par la nouvelle soufflerie du S. T. Aé. On pourra y expérimenter des modèles ayant une *envergure* moyenne de 1 m. 50 à des vitesses allant jusqu'à 80 m./sec., soit : $V \times L = 120 \text{ m}^2/\text{sec.}$ Les souffleries actuelles ne permettent guère de dépasser $VL = 50 \text{ m}^2/\text{sec.}$ dans ces mêmes conditions.

De même, il faut espérer beaucoup des souffleries à pression et densité variables, proposées par M. Margoulis en France et par M. Munk en Amérique. Une installation de ce genre est maintenant réalisée en Amérique.

Toutefois, je pense qu'un contrôle, basé sur une méthode expérimentale toute différente de celle des souffleries, conservera, longtemps encore, toute son utilité. Pour ce contrôle, on devra recourir au *chariot aérodynamique*. Celui qui existe à l'Institut Aérotechnique, permet déjà l'obtention de produits ($V \times L$) beaucoup plus élevés que ceux des souffleries, même les plus modernes. On peut, en effet, y expérimenter des voilures ayant 14 à 15 m. d'envergure à une vitesse moyenne de 20 m./sec. ; soit $VL = 280 \text{ à } 300 \text{ m}^2/\text{sec.}$ L'envergure n'est d'ailleurs limitée que par la contrainte imposée par l'ouverture des portes du hangar qui abrite le chariot.

D'autre part, dans le cas de l'expérimentation au chariot, les conditions physiques et mécaniques du mouvement par rapport au fluide sont plus près des conditions recherchées. Ainsi, les phénomènes qui sont particulièrement susceptibles au degré de turbulence du fluide (décollements) évolueront plus exactement dans l'expérience au chariot, sous réserve d'opérer par temps très calme.

Les corrections inhérentes aux souffleries pour la limitation de la veine fluide, sont ici remplacées, comme je le montrerai plus loin, par des corrections aussi précises, qui tiennent compte des interactions dues à la présence du sol et à celle du chariot.

Le seul reproche qu'on puisse faire à cette méthode expérimentale réside dans la rareté des circonstances favorables à l'obtention de résultats précis (jours calmes). Mais ce reproche ne

(1) W. MARGOULIS « Correction due au souffle de l'hélice ». Rapport du premier Congrès International de la Navigation Aérienne, Tome I, page 18, Paris 1921.

saurait subsister, si l'on considère que le chariot aérodynamique ne doit pas être un instrument de recherches systématiques.

En résumé, j'estime que les souffleries et le chariot aérodynamique sont les deux moyens expérimentaux les plus aptes à l'exécution des recherches pour la vérification ou l'établissement des lois de similitude concernant les éléments isolés de l'aéronef. Il est facile de se rendre compte que ces deux procédés sont également les plus appropriés à l'exécution des recherches concernant la similitude dans les interactions. Convaincu de cette idée, j'ai tout d'abord recherché la mise au point de cet outillage et des méthodes expérimentales correspondantes.

d) CONDITIONS à REMPLIR par l'EXPÉRIMENTATION en SOUFFLERIE

L'expérimentation en soufflerie doit réaliser les conditions essentielles suivantes :

- 1° La similitude physique et mécanique pour le mouvement par rapport au fluide ;
- 2° La similitude géométrique raisonnée entre les modèles réduits et les objets correspondants en grandeur.

1° Similitude physique et mécanique pour les mouvements par rapport au fluide.

Théoriquement, la veine fluide à mettre en mouvement devrait avoir des dimensions considérablement plus grandes que celles de l'objet expérimenté. Pratiquement, il n'est pas indispensable de réaliser cette condition fort onéreuse ou peu favorable aux essais (réduction des modèles), à la condition de corriger les résultats expérimentaux obtenus. M. Prandtl (1) a calculé théoriquement ces corrections et il semble que l'expérience les vérifie pour les souffleries à veine circulaire libre ou limitée par des parois.

Cependant, les dimensions du modèle par rapport à celles de la veine fluide, ne sauraient devenir trop grandes. Des corrections complémentaires seraient alors nécessaires pour tenir compte des variations de la pression statique produites par la présence du modèle dans les zones du fluide relativement éloignées (effet d'obstruction). Ces corrections complémentaires peuvent être parfois déterminées expérimentalement (étude de la variation de la pression statique le long d'un filet fluide en l'absence et en la présence du modèle). Toutefois, elles deviennent incertaines lorsqu'il s'agit d'évaluer des résistances aérodynamiques très faibles (résistance de forme des carènes fuselées).

En ce qui concerne les surfaces sustentatrices, j'ai pensé que les dimensions limites des modèles devaient être atteintes lorsque les corrections de Prandtl appliquées à des expériences en veine libre et en veine limitée par des parois, ne donnent plus, pour un même modèle, un résultat unique. Pour cette raison, j'estime qu'une soufflerie moderne doit permettre, à volonté, l'expérimentation en tunnel ouvert (veine libre) ou en tunnel fermé (veine limitée) et j'ai fait réaliser cette possibilité pour la soufflerie n° 1 qui sera décrite ultérieurement.

Il faut encore que les particules du fluide soient animées d'un mouvement de translation uniforme (dans l'espace et dans le temps) à l'exclusion (si possible) de tout mouvement de rotation préalable.

La présence de ces rotations préalables dans le courant fluide non perturbé par le modèle, caractérise le *degré de turbulence* du courant.

Il semble difficile de satisfaire pleinement à cette condition car les rotations préalables sont engendrées par des causes multiples que l'on ne peut exclure, pratiquement, en totalité. Tout frottement ou choc du fluide en mouvement sur les parois de la soufflerie ou du bâtiment qui la renferme, sur les pales ou sur les aubages du ventilateur qui l'actionne, sur les parois des dispositifs de régulation qui lui donnent une direction, une répartition (d'espace ou de temps) déterminées, etc., tous ces frottements ou ces chocs peuvent engendrer, du fait de la viscosité du fluide, des rotations préalables.

(1) PRANDTL « *Trag flugeltheorie* » (zweite Mitteilung) et aussi : (Ergebnisse der Aerodynamischen versuch-anstalt zu Gottingen, I Lieferung 1921).

Cependant, les souffleries par aspiration (retour d'air à vitesse négligeable dans un grand hall) peuvent réaliser le minimum de turbulence si, par ailleurs, elles satisfont aux conditions suivantes :

1° Emplacement rationnel et symétrique dans le bâtiment extérieur (éloignement suffisant des parois) ;

2° Aspiration par un collecteur galbé à surface polie et vernie ;

3° Suppression de tout filtre ou dispositif de régulation dans les sections où le fluide a atteint une vitesse voisine de la vitesse d'utilisation ;

4° Réduction au minimum de la longueur des parois de guidage de la veine fluide en amont de la section d'utilisation.

Je n'ai pu réaliser toutes ces conditions dans la soufflerie n° 1 de l'Institut Aérotechnique pour les raisons qui seront exposées plus loin, mais je m'en suis inspiré pour réaliser le collecteur d'aspiration et pour supprimer tout filtre ou grillage dans les sections de grande vitesse.

Il faut enfin que les vitesses du fluide et les dimensions des modèles, atteignent des valeurs suffisamment grandes pour que l'action des forces de viscosité ne soit pas prépondérante. S'il en était ainsi, les écoulements aérodynamiques évolueraient trop rapidement pour des changements minimes dans la grandeur des modèles ou dans la vitesse du fluide.

Par ailleurs, les contraintes théoriques imposeraient que le produit : vitesse $\times$ dimensions ou, plus généralement, que le nombre de Reynolds, reste constant pour le modèle réduit et pour la vraie grandeur correspondante.

Les difficultés de réalisation ne permettent pas, en général, de satisfaire à cette contrainte.

On doit donc chercher à se tenir au-dessus du minimum que l'expérimentation a démontré être nécessaire. Ce minimum paraît être aujourd'hui de 5 à 6 m²/sec. (dimensions prises parallèlement au courant pour les surfaces sustentatrices).

Dans le but d'être notablement au-dessus de ce minimum, je me suis efforcé d'améliorer le rendement de la soufflerie n° 1 comme il sera dit plus loin.

2° Similitude géométrique raisonnée pour les modèles expérimentés.

L'aéronef et son modèle réduit doivent, en principe, être géométriquement semblables. Cette condition de construction est souvent difficile à réaliser pratiquement en raison de l'échelle de réduction imposée au modèle par les dimensions habituelles des souffleries. D'autre part, pour certains organes de l'aéronef, tels que les armatures (montant, fils, etc.) la condition de similitude géométrique peut devenir indésirable. On sait, en effet, que l'évolution de la résistance unitaire de ces organes est considérable quand le produit vitesse $\times$ dimensions varie lui-même dans des limites étendues, on peut cependant énoncer quelques principes généraux de construction que je résumerai ci-après :

Dimensions des modèles réduits. — Au point de vue facilité et précision de construction, comme au point de vue aérodynamique, il y a intérêt à augmenter le plus possible la grandeur des modèles destinés à des essais en soufflerie. Pour les ailes isolées, pour les cellules biplanes et pour les avions correspondants, on peut adopter une envergure égale à 0,5 D ou 0,6 D (D étant le diamètre de la soufflerie). Dans le cas de recherches générales (propriétés des profils) ces ailes auront avantageusement un allongement individuel égal à 5, ce qui donnera au profil une profondeur égale à 0,1 D ou 0,12 D.

Pour des cellules triplanes ou multiplanes, en raison de l'importance que prendra la hauteur de la cellule avec les entreplans usuels, il sera nécessaire de réduire l'envergure. La limite supérieure sera indiquée, comme il a été dit précédemment, par un essai préalable en tunnel ouvert et en tunnel fermé (résultat unique, toutes corrections faites).

Ces modèles devront être calculés et construits pour résister *sans déformations* aux efforts correspondant à la vitesse maximum de la soufflerie et au coefficient de sustentation maximum présumé. Cette condition évidente est trop souvent méconnue ou négligée.

Caractéristiques de construction. — Les modèles réduits doivent rester insensibles aux conditions atmosphériques saisonnières (température, état hygrométrique).

Ils doivent être aussi légers que possible pour ne pas surcharger inutilement les organes de fixation et ceux de la balance aérodynamique et pour ne pas nuire à la précision des mesures.

Le matériau de construction le plus fréquemment adopté est le bois (le noyer en particulier). On doit exiger que ce bois soit très sec et on l'utilisera, préférablement, en éléments multiples (disposition contrariée) assemblés, collés et vernis suivant les règles de l'art.

Cependant, en général, l'indéformabilité n'est pas obtenue avec le bois. Aussi, dans le cas des ailes à profil constant tout le long de l'envergure il semble préférable d'adopter le procédé de construction en plâtre armé intérieurement par une carcasse métallique.

Armatures. — Les haubans et les montants qui constituent les armatures des voilures, ne doivent pas figurer sur les maquettes. On sait, en effet, que la résistance unitaire des fils et des montants en réduction est, en général, considérablement plus grande que celle des éléments correspondants en vraie grandeur. Les corrections qu'on devrait apporter aux résultats obtenus pour tenir compte de cette majoration sont imprécises pour les raisons suivantes :

1° L'exécution correcte de ces armatures en réduction est presque impossible au point de vue similitude géométrique. Le plus souvent ces armatures réduites ont une forme quelconque dont la résistance unitaire ne peut être reliée à celle des armatures réelles.

2° Le produit : vitesse $\times$ dimensions qui correspond aux armatures du modèle réduit est trop faible et la détermination directe de leur résistance aérodynamique est tout à fait aléatoire, sinon même impossible dans bien des cas.

Dans ces conditions, il est évident qu'il vaut mieux omettre ces armatures sur les modèles réduits. On ajoutera alors aux résultats obtenus la résistance correspondant aux armatures réelles d'après des essais spéciaux sur ces armatures en vraie grandeur. (Et s'il y a lieu, on fera les corrections dues aux interactions de ces armatures avec les autres éléments de l'aéronef).

Dans les modèles de cellules biplanes ou multiplanés, il est cependant nécessaire de maintenir par des montants : l'entreplan, l'interinclinaison et le décalage des ailes constitutives. Le nombre de ces montants sera aussi réduit que possible eu égard aux conditions de solidité et aux moyens de fixation sur la balance aérodynamique. En outre, les montants à employer dans ce cas doivent avoir une même section rectangulaire, à bords francs, de 3 mm. d'épaisseur et de 10 mm. de largeur (pour des maquettes de 1 m. environ d'envergure). L'intérêt de cette forme réside dans la constance de la résistance unitaire correspondante. Il sera donc possible de corriger les résultats obtenus en retranchant la résistance due à ces montants rectangulaires et en ajoutant ensuite, comme précédemment, la résistance correspondant aux armatures réelles.

Dans certains cas, il y aura lieu de prévoir pour la fixation de ces armatures, en outre des conditions d'indéformabilité, des possibilités de démontage.

Fuselages, coques, groupes motopropulseurs, etc. — Lorsque la juxtaposition de ces éléments avec les ailes ou les cellules sustentatrices peut modifier l'écoulement de l'air sur celles-ci, il y a lieu de les faire figurer dans les modèles réduits d'aéronefs complets.

Les radiateurs et accessoires divers qui modifient les lignes générales des fuselages doivent également figurer, car ils modifient aussi l'écoulement de l'air autour du fuselage et il n'est pas exact, en général, d'évaluer leur résistance propre à l'état isolé. Dans cet ordre d'idée, les pots d'échappement, les pare-brises, les appuie-têtes, les habitacles doivent figurer sur les maquettes de fuselages isolés ou d'avions complets. Il est de même nécessaire de reproduire les radiateurs frontaux et les ouvertures d'aération des capotages. En ce qui concerne les radiateurs, le réseau en nid d'abeille sera remplacé par une toile métallique ajourée dont la résistance unitaire, à l'état isolé, est égal à celle du réseau réel.

Les groupes motopropulseurs et fuselages secondaires, les flotteurs principaux reliés aux voilures par des armatures, doivent figurer sur les modèles dans les conditions indiquées ci-dessus (armatures rectangulaires) afin que leurs interactions avec la voilure puissent se produire. Par contre, il y aura intérêt à supprimer sur les modèles réduits, les accessoires divers tels que : les trains d'atterrissage, les radiateurs isolés, les réservoirs, les projectiles, les flotteurs secondaires dont les dimensions sont relativement faibles et dont les distances aux voilures sont relativement grandes (interactions négligeables).

Ces éléments sont souvent complexes dans leurs formes extérieures et il sera préférable de

déterminer leur résistance à l'état isolé (armatures de liaison comprises), par des essais en vraie grandeur ou à une échelle de réduction modérée. En l'état actuel de nos connaissances en aérodynamique expérimentale, il y a là tout un programme d'expériences très intéressantes à entreprendre pour compléter les documents existants qui se rapportent le plus souvent à des formes trop anciennes.

Dans le cas où une petite voilure sustentatrice auxiliaire serait constituée à l'aide, par exemple, d'un carénage des essieux du train d'atterrissage, on devra la faire figurer sur la maquette afin que les interactions avec la voilure principale soient respectées.

Comme précédemment, les armatures de liaison auront la forme rectangulaire standard.

Empennages. — Les dispositions énoncées pour les voilures principales et leurs armatures s'appliquent évidemment aux empennages. Il y aurait surtout des prescriptions de construction à y ajouter, en ce qui concerne leur montage et éventuellement leurs possibilités de réglage et de démontage.

Je signalerai seulement qu'il y aura fréquemment intérêt à effectuer une étude particulière de l'empennage, isolé de la voilure (en y comprenant s'il y a lieu l'interaction des fuselages qui le portent).

Ces essais permettent de réaliser un modèle d'empennage à une échelle notablement plus forte que celle du modèle réduit de l'aéronef complet. On évitera ainsi les inconvénients ou les erreurs qui peuvent naître d'un produit $V L$ trop faible en ce qui concerne les surfaces d'empennage. On appliquera les résultats obtenus au calcul de l'effet d'empennage compte tenu de la déflexion produite par la voilure principale et, s'il y a lieu, de l'effet dû au souffle des propulseurs.

Remarque (1). — L'ensemble de ces conditions semble ne concerner que les modèles réduits d'aéronefs complets. En réalité, elles s'appliquent aussi aux recherches concernant les éléments isolés de l'aéronef et aux interactions. C'est surtout à ce point de vue que je l'ai exposé avec quelques détails.

Remarque (2). — Certaines de ces prescriptions doivent également s'appliquer aux modèles utilisés pour les expérimentations au chariot lorsque les conditions de cette expérimentation imposent des dimensions ou des vitesses notablement plus faibles que les dimensions ou les vitesses de l'aéronef en vraie grandeur. En d'autres termes une technique de construction s'impose aussi bien pour les modèles réduits des souffleries que pour les maquettes plus ou moins réduites du chariot aérodynamique.

3° Les supports du modèle dans la soufflerie.

A cette question de la similitude géométrique raisonnée pour les modèles réduits se rattache évidemment celle des supports utilisés pour les essais en soufflerie.

Les expériences nombreuses que j'ai effectuées avec la balance aérodynamique primitive de la soufflerie n° 1 m'ont conduit à remplacer tout support rigide d'intrados ou d'extrados par une suspension par fils. Cependant, le support rigide, suffisamment mince et profilé, lorsqu'il n'intéresse que l'intrados des ailes sustentatrices, peut n'apporter qu'une interaction négligeable d'après les résultats indiqués par le Lieutenant-Colonel Robert (1).

La suspension par fils n'est peut-être pas exempte de toute critique, mais elle m'a paru jusqu'à ce jour, nettement supérieure à tout autre au point de vue des conditions de similitude à réaliser entre l'aéronef en vol libre et le modèle réduit fixé à la balance aérodynamique d'une soufflerie.

e) CONDITIONS à REMPLIR pour l'EXPÉRIMENTATION au CHARIOT AÉRODYNAMIQUE

Les conditions particulières de cette expérimentation seront détaillées dans les chapitres suivants. Il n'y a donc pas lieu de les énoncer ici.

Je me suis surtout efforcé de perfectionner les moyens expérimentaux qui existaient déjà avant la guerre et qui nous avaient donné d'ailleurs toute satisfaction pour les expérimentations de cette époque.

(1) Lt-Colonel ROBERT « Influence des supports du modèle » (Rapport du premier Congrès International de la Navigation Aérienne, Commission Technique, première question, page 8.

CHAPITRE II

CONTRIBUTION à l'ÉTUDE EXPÉRIMENTALE des LOIS de SIMILITUDE par les ESSAIS EFFECTUÉS UNIQUEMENT en SOUFFLERIE

Sommaire

1° LA RÉSISTANCE DUE AU FROTTEMENT DE L'AIR.

- a) *La résistance de frottement sur des surfaces planes.*
- b) *La résistance de frottement (et la résistance de profil) pour des surfaces biconvexes symétriques.*
- c) *La résistance de frottement (et la résistance de profil) pour des surfaces sustentatrices*
(Profils biconvexes ou non).
- d) *Conclusions.*
- e) *La résistance due au frottement de l'air sur les corps fuselés de révolution.*
Expériences de Fuhrmann ;
Expériences de l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr ;
Expériences du National Physical Laboratory.
- f) *Conclusions.*

2° LA RÉSISTANCE DE FORME (Résistance due aux pressions dynamiques).

- a) *Résistance des plaques normales, des sphères, des ellipsoïdes, des cylindres, etc.*
- b) *Résistance des surfaces sustentatrices.*

3° ÉTUDE DÉTAILLÉE D'UN CAS PARTICULIER, OU LES COEFFICIENTS UNITAIRES D'UNE AILE SUSTENTATRICE ONT MONTRÉ DES VARIATIONS IMPORTANTES AVEC LA GRANDEUR DU MODÈLE ET LA VITESSE DU MOUVEMENT RELATIF.

J'indiquerai, dans le présent chapitre, un certain nombre de résultats particulièrement caractéristiques obtenus dans des expériences en soufflerie, en ce qui concerne l'influence de la vitesse (V) et des dimensions (L) et, plus généralement, du produit (VL) = vitesse $\times$ dimensions ou du nombre de Reynolds VL/ν .

1° La RÉSISTANCE DUE au FROTTEMENT .

a) La résistance de frottement sur des surfaces planes.

Les expériences les plus complètes sur cette question sont celles de Zahm, de Gibbons et de Wieselsberger.

Expériences de Zahm ⁽¹⁾. — Mesurant le frottement de l'air sur des surfaces en bois, polies et vernies soigneusement, pour des vitesses allant de 2 à 12 m./sec. et des longueurs (mesurées dans le sens de la vitesse) allant de 0 m. 61 à 4 m. 86, Zahm a trouvé que le coefficient unitaire de frottement dépend uniquement du produit VL auquel il est lié par la relation :

$$100 C_f = 0,507 V^{-0,15} L^{-0,07}$$

les valeurs de VL correspondant à ces expériences varient de 1,2 à 60 m²/sec.

(1) ZAHM (A. F.) « Atmospheric friction with special reference to Aeronautics » Communicated to the International Aeronautic Congress of 1904. (The Catholic university of America, october 1904).

Expériences de Gibbons ⁽¹⁾. — Mesurant le frottement de l'air sur des surfaces de diverses natures, particulièrement sur des surfaces recouvertes de toile émaillitée et vernie, pour des vitesses de 13 à 31 m./sec et pour une longueur unique de 2 m. 90, Gibbons a trouvé :

$$100 C_f = 0,612 V^{-0,15} L^{-0,15}$$

les valeurs de VL correspondant à ces expériences varient de 37,5 à 90 m²/sec.

Gibbons a montré que le coefficient numérique de l'expression de C_f dépend quelque peu de l'état de poli de la surface et peut être relié à l'exposant de V par une relation linéaire.

Expérience de Wieselsberger ⁽²⁾. — Wieselsberger a mesuré le frottement de l'air principalement sur des surfaces émaillitées et vernies, pour des vitesses allant de 7 à 45 m./sec. et pour des longueurs de 0 m. 50 à 2 m. Il a trouvé l'expression suivante :

$$100 C_f = 0,704 (VL)^{-0,15}$$

les valeurs de VL correspondant à ces expériences varient de 3,5 à 90 m²/sec. et, dans ce cas, l'influence séparée de V et de L se montre bien ramenée à l'influence globale du produit VL.

Au reste, des confrontations avec les résultats de Froude (British Assoc. Report 1872, 113; 1874, 249) et avec ceux de Gebers (Schiffbau 1908), pour des expériences analogues exécutées dans l'eau, montrent bien que l'invariant pour le coefficient de frottement doit être le nombre de Reynolds (VL/ν).

Les résultats obtenus par Gibbons sont particulièrement en bon accord avec ceux obtenus par Froude et par Gebers.

La seule divergence entre les résultats de Gibbons et de Wieselsberger réside dans le coefficient numérique de l'expression de C_f . Gibbons a d'ailleurs trouvé diverses valeurs pour ce coefficient et il a montré qu'une relation pouvait être établie entre ce coefficient et l'exposant de V ou de VL.

Dans les expériences de Wieselsberger on peut craindre que l'influence des bords de la plaque expérimentée n'ait majoré légèrement les résultats, principalement pour les faibles valeurs de L.

Dans ces conditions, et en considération de diverses autres confrontations dont il sera parlé ci-après, j'estime qu'en l'état actuel de nos connaissances il convient d'adopter, préféralement, les valeurs données par Gibbons soit en moyenne

$$100 C_f = 0,612 (VL)^{-0,15}$$

ou encore, pour de l'air à 15° et 760 mm.

$$100 C_f = 3,26 \left(\frac{VL}{\nu} \right)^{-0,15} \text{ (avec } \nu = 0,0148 \text{)}.$$

b) La résistance de frottement et la résistance de profil pour des surfaces biconvexes symétriques.

La méthode expérimentale usuelle ne permet que la détermination globale de la résistance de frottement et de la résistance de profil. Il est intéressant de comparer cette résistance totale à celle calculée pour le frottement sur une surface plane de même profondeur l.

J'ai rassemblé dans le Tableau numérique ci-après les résultats obtenus tant à Saint-Cyr qu'à Göttingen pour des ailes biconvexes ayant des épaisseurs relatives maximum e/l , allant en augmentant.

Les ailes essayées à Saint-Cyr sont indiquées par la référence S.C., elles avaient toutes 0 m. 18 de profondeur, la vitesse d'essai était de 40 m./sec., soit $VI = 7,2$ m²/seconde.

Les ailes essayées à Göttingen sont indiquées par la référence G, elles avaient toutes 0 m. 20 de profondeur et la vitesse d'essai était de 30 m./sec., soit $VI = 6,00$ m²/seconde.

(1) GIBBONS (W. A.) « Skin friction of various surfaces in air » (First Annual Report of the U. S. National Advisory Committee for Aeronautics, 1915). Report n° 6.

(2) WIESELSBERGER (C) « Untersuchungen über den Reibungs widerstand von Stoffbespannten Flächen » (Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, 1. Lieferung, 1921, p. 120).

RÉSISTANCE MINIMUM DE DIFFÉRENTES AILES BICONVEXES SYMÉTRIQUES

Aile n°.....	SC. 58	SC. 170	SC. 171	SC. 172	SC. 173	SC. 174	SC. 175			V = 40 m./sec.
100 e/l max..	6,5	9,64	10,74	13,4	17,7	22,7	26,25			l = 0,180 m.
100 Cx min..	0,7	0,9	0,9	0,93	1,15	1,40	1,60			VI = 7,2 m ² /sec.
Aile n°.....	G. 443	G. 444	G. 445	G. 429	G. 410	G. 409	G. 411	G. 459	G. 460	V = 30 m./sec.
100 e/l max..	5,0	5,6	6,5	11,35	16,5	12,7	13,3	12,5	20	l = 0,2 m.
100 Cx min..	0,53	0,53	0,75	0,83	1,05	0,82	0,8	0,95	1,20	VI = 6 m ² /sec.

Ces résultats sont représentés sur le graphique *fig. 1*. On voit qu'on peut faire passer une droite moyenne parmi les points représentatifs de Cx en fonction de e/l.

Si l'on calcule maintenant la valeur correspondant au frottement pour une plaque plane vernie et pour le VI moyen égal à 6,6 m²/sec., on trouve :

$$100 C_{xf} = 1,224 (6,6)^{-0,15} = 0,925.$$

Cette valeur correspond sur la droite moyenne à e/l = 12,5 %. Il semblerait donc que la résistance des ailes biconvexes (convenablement profilées) soit inférieure à la résistance correspondante due au frottement pour les ailes dont l'épaisseur relative maximum est inférieure à 12 %.

Ce résultat un peu paradoxal peut s'expliquer par une erreur expérimentale dans la détermination de ces valeurs très faibles de Cx. On sait que pour ces valeurs la résistance des fils supportant la maquette prend une valeur relative importante (cinq à six fois la résistance cherchée). Dans ces conditions, la moindre erreur sur la correction de trainée due aux fils peut devenir très grande sur le Cx de l'aile.

D'autre part, il n'est pas improbable que les interactions des fils support avec la plaque en essai puissent également avoir une influence plus notable dans ces conditions.

Il semble bien qu'il en soit ainsi si l'on considère les résultats obtenus par Wieselsberger⁽¹⁾ pour la résistance de surfaces biconvexes

symétriques dont les dimensions étaient environ trois fois plus grandes que celles des maquettes habituelles. Ces ailes avaient, en effet, 0 m. 60 de profondeur et 1 m. d'envergure.

Par ailleurs, le système des fils support avait été réduit au minimum et disposé pour avoir une influence nulle sur les résultats (surfaces suspendues verticalement dans le tunnel avec liberté de s'orienter dans le lit du vent).

Les résultats obtenus par Wieselsberger sont indiqués dans le Tableau ci-dessous et représentés également sur le graphique *fig. 1*. Les valeurs de Cx indiquées dans le Tableau correspondent à une vitesse de 30 m./sec., soit à VI = 18 m²/sec.

Résistance minimum des Ailes biconvexes symétriques

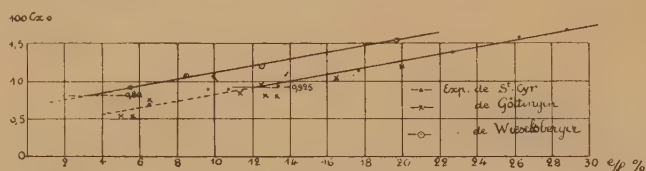


Fig. 1

RÉSISTANCE MINIMUM DE SURFACES BICONVEXES SYMÉTRIQUES

Surface...	G. 825	G. 826	G. 827	G. 828	l = 0,60	V = 30 m./sec.
100 e/l...	5,5	8,5	12,5	19,7		
100 Cx ...	0,92	1,08	1,20	1,55	VI = 18 m ² /sec	

(1) WIESELSBERGER C. « Widerstand messungen an symmetrischen Profilen » (Ergebnisse der Aero. Versuchsanstalt zu Göttingen 1 Lieferung 1921, page 127).

La valeur du frottement correspondant serait :

$$100 Cx_f = 1,224 (18)^{-0,15} = 0,80.$$

On voit que la droite représentative des résultats de Wieselsberger recoupe cette valeur 0,8 pour $e/l = 3\%$. On peut dire, dans ce cas, que la résistance de frottement correspond à la résistance minimum de la surface biconvexe extra-mince.

On voit encore que l'augmentation de résistance, par suite de l'épaisseur, est proportionnelle à e/l , le coefficient de proportionnalité étant comme pour les résultats précédents $= 0,045$.

En d'autres termes, les droites représentatives des résistances indiquées auraient pour équations :

$$100 Cx_0 = 1,224 (Vl)^{-0,15} + 0,045 \left(\frac{e}{l} - 12 \right)$$

pour les maquettes de Saint-Cyr et Göttingen ($l = 0,18$ à $0,20$)
et

$$100 Cx_0 = 1,224 (Vl)^{-0,15} + 0,045 \left(\frac{e}{l} - 3 \right)$$

pour les ailes plus grandes ($l = 0,60$).

On peut en déduire que pour des ailes biconvexes symétriques en vraie grandeur, l'expression de la résistance minimum serait vraisemblablement la suivante :

$$100 Cx_0 = 1,224 (Vl)^{-0,15} + 0,045 e/l$$

e/l étant, dans tous les cas, l'épaisseur relative maximum exprimée en % de la profondeur dans le sens du vent relatif.

c) La résistance de frottement (et la résistance de profil) des ailes sustentatrices (profils biconvexes ou non).

Quand l'incidence du profil est différente de celle qui correspond à la portance nulle, l'extrados de l'aile est le siège de dépressions dynamiques et les vitesses correspondantes sont plus grandes que la vitesse générale du courant non perturbé. Inversement, l'intrados de l'aile est le siège de surpressions dynamiques et les vitesses correspondantes sont plus petites que celle du courant non perturbé.

De ce fait, la résistance de frottement doit être modifiée. Si l'on connaît la distribution des pressions aérodynamiques correspondant à une incidence donnée, c'est-à-dire à une portance déterminée, on peut calculer la variation de cette résistance de frottement.

Ce calcul et les mesures correspondantes ont été faits par Betz ⁽¹⁾ pour un profil théorique tracé par la méthode de Joukowski. La majoration de la résistance de frottement par suite de l'écoulement avec sustentation varie avec l'angle d'incidence, c'est-à-dire avec la sustentation.

J'ai remarqué que les valeurs trouvées par Betz peuvent se représenter assez exactement par la relation

$$\lambda = 1 + 0,25 Cz$$

λ , étant le coefficient par lequel il faut multiplier la résistance de frottement à l'angle de portance nulle pour obtenir la résistance correspondante à l'angle de portance Cz .

Cette relation dépend évidemment de la distribution des pressions dynamiques et, par suite, de la forme du profil pour une sustentation déterminée. Toutefois, comme il s'agit d'une correction à apporter à la résistance minimum de frottement, je pense qu'on peut généraliser cette relation tout en conservant une approximation suffisante.

(1) BETZ (A) « Untersuchung einer Schukowskyschen Tragfläche » (Z. f. F. u. M., 24 december 1915, Heft 23 u. 24).

Dans ces conditions, la résistance de frottement d'un profil quelconque pour une sustentation unitaire C_z serait :

$$100 C_{x_f} = 1,224 (Vl)^{-0,15} (1 + 0,25 C_z).$$

Pour avoir la résistance totale de profil, il suffit d'ajouter à cette résistance de frottement :

1° La quantité $0,045 (e/l)$ qui représente la majoration due à l'épaisseur maximum relative (pour les ailes en vraie grandeur) ;

2° Les majorations qui dépendent : a) de la courbure relative maximum de la ligne moyenne du profil ; b) des décollements initiaux ou postérieurs qui peuvent se produire sur le profil (1).

d) Conclusions.

En ce qui concerne la part de résistance due au frottement de l'air sur les surfaces sustentatrices ou sur les surfaces d'empennage, nous retiendrons, de ce qui précède, les principales conclusions suivantes :

1° La similitude, au point de vue du frottement, ne peut être déterminée avec quelque certitude qu'autant qu'il s'agit, tant pour le modèle réduit que pour la vraie grandeur, de surfaces extérieures polies et vernies soigneusement.

Gibbons, Wieselsberger, Froude, etc., ont montré, en effet, que les lois expérimentales du frottement des fluides diffèrent notablement, en ce qui concerne les exposants de V et de L et le coefficient numérique correspondant, suivant le degré de poli des surfaces. Il serait illusoire de rechercher une similitude aérodynamique dans les phénomènes de frottement, si le degré de poli des surfaces frottantes intervenait différemment dans le modèle réduit et dans la surface réelle correspondante.

2° Si le modèle réduit et la surface réelle correspondante sont polis et vernis soigneusement (plusieurs couches d'émaillite et de vernis sont nécessaires pour les surfaces entoillées réelles), la loi de similitude, en ce qui concerne le frottement aérodynamique est exprimée par la relation :

$$100 C_f = 0,612 (Vl)^{-0,15}$$

ou encore

$$100 C_f = 3,26 \left(\frac{Vl}{v} \right)^{-0,15}.$$

Toutefois, la résistance de profil pour les modèles réduits se montre fréquemment inférieure à la seule résistance de frottement. Il y a lieu de retenir cette remarque et d'en tenir compte éventuellement, mais il ne paraît pas possible, en l'état actuel de nos connaissances, d'en donner une explication valable.

3° L'influence de l'épaisseur relative e/l dans les profils d'ailes semble être la même pour les modèles réduits et pour les vraies grandeurs correspondantes. Elle s'exprime par une majoration de résistance dont la valeur est proportionnelle à e/l ($= 0,045 e/l$).

Ceci se vérifie pour des modèles de profondeur $e = 0,18$ à $0,20$ et pour des modèles trois fois plus grands, soit : $l = 0,60$ (expériences de Wieselsberger, de Saint-Cyr et de Göttingen). On peut admettre provisoirement l'application à des dimensions plus grandes.

4° On pourra de même admettre, avec une approximation suffisante, que la majoration de la résistance de frottement pour une sustentation unitaire C_z est proportionnelle à C_z et que le coefficient de proportionnalité est le même pour tous les profils (soit $0,25$).

Cependant des expériences spéciales devraient être entreprises à ce sujet, ou tout au moins, le calcul de Betz devrait être appliqué à différents profils de manière à déterminer l'influence particulière de la forme du profil sur cette majoration.

(1) TOUSSAINT (A.) « Note sur l'influence de la courbure relative de la ligne moyenne dans les profils d'ailes sustentatrices » Recherches et Inventions n° 72, 73 et 74. Technique Aéronautique, 14^e année, nouvelle série n° 25 et 26, 15 octobre et 1^{er} novembre 1923).

e) La résistance due au frottement de l'air sur les corps fuselés de révolution.

La détermination expérimentale de la résistance due au frottement de l'air sur les corps fuselés de révolution ne peut être faite directement comme pour les plaques planes. On la calcule par différence entre la résistance totale du corps fuselé et la résistance due aux pressions dynamiques qui se développent sur le contour du corps. La résistance totale est mesurée à la balance aérodynamique avec les précautions habituelles en ce qui concerne la fixation du modèle (l'emploi de fils s'impose ici avec plus de rigueur encore que pour les surfaces à génération cylindrique).

La résistance due aux pressions dynamiques ou résistance de forme se calcule d'après la mesure des pressions sur une méridienne du corps. On doit aussi tenir compte éventuellement de la variation de la pression statique dans la veine fluide du fait de la présence du corps.

Nous limitant aux seules expérimentations qui ont déterminé ces deux résistances, nous citerons les résultats les plus intéressants obtenus dans cet ordre d'idée.

1° *Expériences de Fuhmann* (1). — Fuhmann a étudié six formes de carènes pour lesquelles il a déterminé la résistance totale et la résistance de forme. D'après lui, le coefficient de résistance de forme, pour une carène donnée, serait invariable avec la vitesse (entre 2 et 10 m./sec.) La variation du coefficient de résistance totale serait donc imputable à celle du coefficient de frottement, lequel, pour la meilleure carène expérimentée, représente 37 % du coefficient total.

En étudiant les résultats de Fuhmann, j'ai trouvé que le coefficient de résistance de frottement (rapporté à la surface extérieure de la carène et au carré de la vitesse pouvait être mis sous la forme :

$$C_f = KV^n.$$

L'exposant n est compris entre $-0,30$ et $-0,50$ suivant que la carène est plus ou moins résistante.

En moyenne, pour les formes les plus intéressantes étudiées par Fuhmann, on aurait :

$$100 C_f = 0,56 V^{-0,46};$$

Mais il n'y a pas lieu de retenir particulièrement ces valeurs car les essais ont été faits à des vitesses très faibles et le coefficient de résistance de forme n'est donné que pour une seule vitesse.

Expériences de l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr. — La détermination de la vitesse totale et de la résistance due aux pressions dynamiques a été faite sur une carène du type F. 2 (proposée par la Section Aérostation du S. T. Aé.). Cette carène avait les caractéristiques générales suivantes :

Longueur totale	1,865
Diamètre maximum . .	0,242
Allongement	7,7
Surface extérieure . . .	1,10 m ² (environ)

Les sections transversales étaient constituées par un polygone régulier de vingt-cinq côtés (forme analogue à celle des ballons dirigeables type Zeppelin) sauf aux extrémités avant et arrière qui étaient constituées par des portions de surface de révolution se raccordant aux corps polygonal.

La résistance totale a été mesurée pour des vitesses allant de 15 à 40 m./sec. Le modèle était suspendu par des fils au plafond du tunnel de 2 m. de diamètre et la résistance était transmise à la balance à parallélogrammes au moyen d'une tige formant relai entre la pointe arrière de la carène et l'extrémité supérieure de la tige-support utilisée primitivement sur cette balance.

(1) FURHMANN « Widerstands - und Druck messungen an Ballonmodellen » (Zl. f. F. u. M., 11 juin 1910 et 15 juillet 1911).

Les résultats obtenus sont indiqués dans le Tableau ci-dessous :

COEFFICIENT DE RÉSISTANCE TOTALE DE LA CARÈNE F. 2							
Vitesse...	15	20	25	30	35	40	$Ct = \frac{Rt}{S \alpha V^{2/2} g}$
Ct.....	0,1184	0,105	0,0976	0,0957	0,0935	0,0905	

On a mesuré ensuite les pressions dynamiques sur une méridienne de la carène pour des vitesses allant de 15 à 40 m./sec. On a trouvé que les pressions en chaque point étaient exactement proportionnelles à V^2 .

On doit en conclure que le coefficient de résistance de forme est constant dans les limites des vitesses expérimentées. L'intégration des pressions suivant la méridienne de cette carène a donné la valeur de ce coefficient de résistance de forme, soit :

$$C_{(fo)} = 0,031.$$

Le coefficient de résistance de frottement se déduira par différence. Toutefois, nous pensons qu'il vaut mieux rapporter cette résistance à la surface extérieure de la carène $S_e = 1 \text{ m}^2 10$ (alors que la surface du maître-couple est $S = 0,0455$). Les calculs de C_{fr} sont indiqués dans le Tableau ci-dessous :

CALCUL DU COEFFICIENT DE FROTTEMENT (rapporté à la surface extérieure)							
Vitesse...	15	20	25	30	35	40	$C_{fr} = \frac{(Ct - C_{fo})0,0455}{1,10}$
Ct — C_{fo} ..	0,0853	0,0719	0,0645	0,0626	0,0604	0,0574	
100 C_{fr} ...	0,352	0,298	0,267	0,258	0,250	0,238	
VL.....	28	37,2	46,5	56	65	74,5	

J'ai vérifié que les variations de C_{fr} avec VL pouvaient se représenter assez exactement par une relation telle que :

$$100 C_{fr} = 0,96 (VL)^{-0,33}$$

L'exposant de VL est analogue à celui trouvé pour les carènes de Fuhmann, mais le coefficient est notablement plus élevé. Ceci peut être imputé aux erreurs d'expériences (correction de pression statique) et peut-être aussi à la forme polygonale de la carène qui rend incertaine la valeur déterminée par intégration pour la résistance de forme.

Expériences du National Physical Laboratory ⁽¹⁾. — Pannel et Jones ont déterminé la résistance totale de diverses carènes parmi lesquelles j'ai distingué la forme U 721 dont les résistances sont particulièrement faibles et pour laquelle, d'autre part, Jones et Williams ⁽²⁾ ont mesuré la distribution des pressions dynamiques.

Ces derniers expérimentateurs ont trouvé que les pressions dynamiques sont sensiblement proportionnelles à V^2 pour des vitesses comprises entre 6 m. et 24 m./sec. De plus, ils ont calculé la résistance de forme par l'intégration des pressions unitaires moyennes mesurées. Compte tenu de la correction due à la variation de pression statique le long du tunnel, ils ont trouvé que cette résistance de forme est sensiblement nulle (ou même négative).

(1) PANNEL (J. R.) and JONES (R) « *Experiments in a wind channel on elongated bodies of approximately streamline form, Part II. The effect of form on resistance* » (R and M. n° 607, March, 1919, Technical Report of the Br. A. C. A. for 1918-19, Vol. 1) page 264, table II).

(2) JONES (R) and WILLIAMS (D. H.) « *The distribution of pressure over the surface of airship model U. 721* ». (Reports and memoranda n° 600, april 1919, Technical Report of the Br. A. C. A. for the 1918-19, Vol. 1 p. 304).

Il en résulte que pour cette forme de carène particulièrement bonne, la résistance totale est égale ou inférieure à la résistance due au frottement. En supposant l'égalité de ces deux résistances, j'ai établi le tableau numérique suivant, d'après les résultats de Pannel et Jones.

La carène U 721 avait les caractéristiques générales suivantes :

Longueur totale	1,005 m.
Diamètre maximum . .	0,218
Allongement	4,62
Surface extérieure . . .	0,52 m ² (environ)

Comme précédemment, j'ai rapporté le coefficient de frottement à la surface extérieure S_e . Dans le rapport anglais les coefficients se rapportent à la puissance $2/3$ du volume $(V_o)^{2/3} = (0,283 \text{ m}^3)$.

Le coefficient C_{fr} cherché sera donné, en fonction des valeurs anglaises, par la relation :

$$C_{(fr)} = C_{(V_o)} \times \frac{2 \times 0,08}{0,52} = C_{(V_o)} \times 0,308.$$

RÉSISTANCE UNITAIRE DE FROTTEMENT POUR LA CARÈNE U 721												
Vitesse.	7,62	9,14	10,67	12,19	13,78	15,24	16,76	18,29	19,81	21,33	22,26	24,38
$C_{(V_o)}$	0,0116	0,01155	0,0098	0,0085	0,00815	0,00775	0,00755	0,00735	0,0071	0,0069	0,0069	0,0069
100 C_{fr} .	0,357	0,356	0,302	0,262	0,252	0,239	0,232	0,227	0,218	0,215	0,212	0,209
VL . . .	7,65	9,15	10,7	12,2	13,75	15,25	16,77	18,3	19,82	21,35	22,9	24,4

Enfin, j'ai vérifié comme précédemment, que les variations de C_{fr} avec VL pouvaient se représenter par une relation telle que :

$$100 C_{fr} = 0,565 (VL)^{-0,33}.$$

Pour ces essais, l'exposant est le même que pour nos expériences avec la carène F. 2 et le coefficient est égal à celui trouvé pour les carènes Furlmann.

f) Conclusions.

Le frottement de l'air sur les corps fuselés de révolution, ayant approximativement la forme d'une ligne de courant théorique, paraît être la seule cause de la variation du coefficient de résistance totale avec le produit vitesse-dimensions. En d'autres termes, pour ces corps bien fuselés, la résistance due aux pressions dynamiques est faible, en général, et elle est bien proportionnelle à V^2 .

La variation de la résistance unitaire de frottement C_{fr} avec la vitesse V (et par extension avec le produit $V \times L$) se fait sensiblement suivant une loi de la forme :

$$100 C_{fr} = K (VL)^n.$$

Le coefficient K et l'exposant n ont été déterminés dans trop peu d'expérimentations pour en donner des valeurs certaines. Toutefois, il semble qu'on puisse prendre avec une approximation suffisante

$$K = 0,56$$

et

$$n = - 0,33$$

pour les carènes de moindre résistance et dont l'allongement est inférieur à 5.

Enfin j'ai vérifié que si l'on modifie le tracé d'une telle carène par l'addition d'une portion cylindrique d'un diamètre égal à celui du maître-couple, l'augmentation de la résistance est égale sensiblement au frottement de l'air sur la portion cylindrique ajoutée.

L'application des données précédentes reste incertaine en ce qui concerne les carènes de dirigeables en vraie grandeur parce que les produits $V \times L$ correspondants atteignent des valeurs considérables, dont l'expérimentation en soufflerie est trop éloignée ⁽¹⁾.

L'application aux corps fuselés des avions (fuselages principaux ou secondaires) paraît plus légitime mais, dans ce cas, la résistance de forme prendra fréquemment des valeurs relativement importantes en raison de l'imperfection des formes ou de leur altération, par la présence d'organes ou d'impédiments accessoires (radiateurs, évents, pare-brise, habitacles, etc.).

2° La RÉSISTANCE de FORME

(Résistance due aux pressions dynamiques qui se développent sur le contour des corps soumis à l'action d'un courant fluide)

a) Résistance des plaques normales, des sphères, des ellipsoïdes, des cylindres circulaires, elliptiques ou analogues.

Pour ces formes, la résistance de frottement est une minime partie de la résistance totale. Celle-ci se ramène donc à la résistance due aux pressions dynamiques qui se développent sur le contour du corps.

En ce qui concerne les plaques normales au courant d'air il existe une documentation expérimentale assez étendue. Mais, dans les essais en soufflerie, les dimensions relatives de la plaque et de la veine fluide peuvent influencer rapidement sur les résultats, en sorte que les variations de la résistance unitaire en fonction du produit $V \times D$, qui ont été observées parfois, ne peuvent être attribuées, en toute assurance, à l'effet de similitude.

D'ailleurs ces variations sont très faibles dès qu'on atteint une valeur suffisamment élevée du produit $VD > 0,5 \text{ m}^2/\text{sec}$. Ce qui peut toujours être réalisé dans une soufflerie moderne.

L'effet d'augmentation de grandeur est plus marqué lorsqu'on ajoute aux résultats en soufflerie certains résultats obtenus par d'autres méthodes sur des plaques de grandes dimensions. Je citerai seulement, dans cet ordre d'idée, les résultats très caractéristiques donnés par M. Eiffel pour des plaques carrées. En joignant aux résultats obtenus en soufflerie, ceux qu'il avait obtenu par la méthode de la chute en air libre, M. Eiffel a trouvé que la résistance unitaire des plaques carrées normales au vent augmentait avec les dimensions des plaques et tendait vers une valeur constante pour des dimensions D de l'ordre de 1 m. ⁽²⁾ (vitesses voisines de 40 m./sec).

Certains auteurs ont objecté que cette majoration de la résistance unitaire trouvée par Eiffel pouvait être attribuée en partie à ce que la méthode expérimentale par la chute en air libre comporte un mouvement accéléré. Mais cette objection n'est pas absolument fondée.

Nous retiendrons donc, qu'un effet de similitude par augmentation de la résistance unitaire avec l'augmentation des dimensions peut être attendu dans le cas des plaques normales au courant d'air. Il semble, d'ailleurs, que cette augmentation doive être assez faible et ce cas particulier n'intéresse pas les applications courantes à l'aéronautique.

En ce qui concerne les sphères, les ellipsoïdes, les cylindres à directrice circulaire, elliptique ou de forme analogue, imparfaitement fuselées à l'arrière, les expérimentations très nombreuses ont montré que la résistance unitaire varie parfois très rapidement et très notablement avec le produit $V \times D$. Ces variations paraissent imputables à diverses causes : le degré de turbulence du courant d'air, l'état de poli ou de rugosité de la surface du corps et, plus généralement, l'évolution des régimes et des points de *décollement* du fluide sur le contour du corps.

Malgré les nombreux résultats expérimentaux existants, il faut reconnaître que cette question est encore très obscure.

(1) M. M. MUNK dans le report n° 117 « *The drag of Zeppelin Airships* » (U. S. NACA. 1921), signale, en particulier, que les mesures faites sur des Zeppelins en vol (méthode des hélices stoppées) semblent montrer l'existence de deux régimes de résistance à l'avancement pour de telles carènes en vraie grandeur. Dans ces conditions, les essais sur modèles réduits perdent tout intérêt pratique en ce qui concerne les carènes de dirigeables.

(2) EIFFEL (G) « *La Résistance de l'air et l'aviation* ». Chapitre II. Résultats généraux, page 41.

En particulier, certaines expérimentations sur les sphères, par des méthodes différentes de celle des souffleries, n'ont pas montré nettement l'évolution caractéristique de la résistance unitaire avec le produit $V \times D$.

Par ailleurs, cette évolution de la résistance unitaire est très différente parfois pour une même forme (sphérique ou cylindrique) expérimentée dans un même laboratoire ou dans des laboratoires différents. Le degré de turbulence des courants d'air, l'interaction des supports peuvent bien expliquer partiellement ces divergences sans apporter, d'ailleurs, d'éclaircissement utile sur le phénomène des décollements.

Il semble bien que, dans ce cas, l'expérimentation en soufflerie soit défailante et qu'il faille recourir à celles des chariots dynamométriques ou des manèges aérodynamiques.

Je pense que l'étude d'un cylindre assez allongé pourrait conduire à des résultats nouveaux et intéressants en ce qui concerne les lois qui régissent les phénomènes de décollement.

Par ailleurs, la forme cylindrique est celle qui se rapproche le plus des ailes sustentatrices, en sorte que les résultats qu'on obtiendrait, d'après une telle expérimentation, pourraient avoir un domaine d'application assez étendu.

b) Résistance de forme des surfaces sustentatrices.

Nous nous limiterons, dans cette étude, aux seules formes ayant un intérêt au point de vue des applications à l'aéronautique.

Cette restriction exclut les surfaces planes proprement dites, pour lesquelles Wieselsberger a montré que la résistance de forme, à égalité d'épaisseur, équivalait à la résistance de frottement des surfaces biconvexes symétriques relativement minces. De telles surfaces n'ont donc aucun intérêt pratique puisqu'elles résistent deux fois plus que des surfaces biconvexes minces et qu'on peut toujours les remplacer avantageusement par des profils biconvexes épais, lesquels permettront la suppression des armatures extérieures nécessaires pour obtenir la solidité requise.

Aux angles de sustentation nulle, les surfaces biconvexes ont une résistance de forme qui part de zéro pour les épaisseurs relatives faibles ($e/l \leq 3\%$) et augmente proportionnellement à cette épaisseur relative e/l (coefficient de proportionnalité = 0,045 indiqué précédemment).

Pour ces mêmes angles ($C_z = 0$) les surfaces à profils incurvés présentent une résistance de forme complémentaire qui paraît dépendre de la courbure de la ligne moyenne du profil. J'ai montré que la résistance de forme des profils incurvés, dont la flèche relative maximum (f/l) est inférieure à 6%, est égale à la résistance totale du profil biconvexe de même épaisseur augmentée d'une quantité proportionnelle à f/l ⁽¹⁾.

Si $C_x(f/l)$ est le coefficient de résistance minimum d'une aile de courbure relative f/l , et si C_{x_0} est le coefficient de résistance minimum (angle 0°) d'une aile biconvexe de même épaisseur relative, on a :

$$C_x(f/l) = C_{x_0} + 3,7(f/l)$$

C_{x_0} est calculé alors par les relations données antérieurement en fonction du frottement de l'air et de l'épaisseur relative e/l .

Pour des profils incurvés dont la flèche relative maximum est supérieure à 6%, on observe, en général, une résistance complémentaire que j'ai attribué à l'apparition de décollements initiaux par suite de la valeur très négative de l'angle de portance nulle pour de tels profils.

Dans ce cas, on ne peut plus donner de règle précise en raison de l'ignorance où nous sommes des phénomènes de décollements et des résistances qui en dérivent.

Cependant, pour de telles ailes, le bilan des résistances connues se rétablit, en général, à un angle d'incidence un peu plus grand, pour lequel les décollements initiaux disparaissent.

Pour les angles d'incidence comportant une sustentation, la résistance de forme se complète par le terme de résistance induite.

(1) A. TOUSSAINT, « Note sur l'influence de la courbure relative de la ligne moyenne dans les profils d'ailes sustentatrices » (Bulletins Recherches et Inventions, n° 72, 73 et 74 de 1923; Technique Aéronautique, n° 24 et 25 de 1923).

J'ai montré, dans l'étude précitée, que le bilan des résistances s'établit régulièrement par la somme des résistances dues au frottement, des résistances de formes dues à l'épaisseur et à la courbure et de la résistance induite.

A partir d'un angle d'incidence qui paraît être en relation avec la courbure, le bilan des résistances précédentes doit comporter un terme complémentaire qui grandit très vite avec cette incidence. J'ai attribué ce terme complémentaire aux décollements qui doivent se produire avec une intensité croissante à mesure que l'angle augmente.

Pour la question qui nous occupe, nous devons rechercher si les termes relatifs aux résistances de forme, aux résistances induites et, éventuellement, aux résistances de décollement, varient notablement avec la grandeur de la vitesse et avec la grandeur du modèle.

Le même examen doit être fait en ce qui concerne les sustentations.

Les expériences les plus caractéristiques à ce sujet sont celles de Prandtl à Göttingen (loc. cit.).

Le produit vitesse $\times$ dimensions a varié par l'un et l'autre des facteurs depuis $VI = 2 \text{ m}^2/\text{sec.}$, jusqu'à $VI = 24 \text{ m}^2/\text{sec.}$

L'étude des résultats pour les surfaces biconvexes montre que, pour les angles de portance faible, la résistance totale tend vers la seule résistance due au frottement à mesure que le produit VI augmente. Ainsi, pour l'aile n° 459, d'épaisseur relative $e/l = 12,50\%$, la résistance totale est exactement égale à la résistance de frottement pour $VI = 10 \text{ m}^2/\text{sec.}$ Pour les VI faibles, l'écoulement, même non sustentateur, doit se faire avec quelques décollements des filets fluides sur le contour du profil et ces décollements se manifestent par un supplément de résistance, qui va, d'ailleurs, en augmentant avec l'angle d'incidence, c'est-à-dire avec la sustentation.

L'étude des résultats, pour les surfaces incurvées, montre une accentuation des conclusions précédentes aux angles de portance faibles, pour lesquelles des décollements importants se manifestent particulièrement quand le produit $V \times l$ est inférieur à $6 \text{ m}^2/\text{sec.}$ Aux angles pour lesquels le profil est mieux adapté, la résistance totale, diminuée de la résistance induite corrélative, tend à nouveau vers la seule résistance de frottement (majorée du coefficient $0,25 C_z$ tenant compte de l'influence de la circulation autour du profil).

En résumé, en ce qui concerne la résistance de forme, les expériences de Prandtl montrent qu'elle est presque uniquement due aux décollements (pour les bons profils) et qu'elle est d'autant plus grande que VI est plus petit. Toutefois, à partir des valeurs de $VI = 6 \text{ m}^2/\text{sec.}$, ces décollements deviennent très peu importants, tout au moins dans le domaine des angles pour lesquels le profil reste bon. Pour des valeurs élevées de la sustentation, de nouveaux décollements apparaissent qui apportent un supplément de résistance de plus en plus important. Au voisinage de la sustentation maximum, on observe des évolutions notables de la résistance en fonction du produit VI . Aucune loi numérique ne semble pouvoir se déduire sur ces variations.

En ce qui concerne la sustentation, les expériences de Prandtl ne montrent pas d'influence appréciable du produit $V \times l$ en dehors de la sustentation maximum. Celle-ci varie, au contraire, très notablement, avec VI et le sens des variations semble être différent pour les profils minces et pour les profils épais. En particulier, on a observé que la portance maximum passait par un maximum pour une certaine valeur de VI . Ces résultats demandent d'ailleurs confirmation, particulièrement en ce qui concerne l'influence de l'état de la surface de l'aile expérimentée.

Ainsi, malgré l'importance des variations du produit caractéristique $V \times l$, les résultats de Prandtl n'ont pas montré de variations notables des résistances unitaires normales pourvu que le produit VI prenne une valeur suffisante (environ $6 \text{ m}^2/\text{sec.}$). Par résistances unitaires normales, nous entendons celles qui sont relatives aux angles d'incidence pour lesquels le profil se prête à un écoulement du fluide sans décollement importantes.

En revanche, ces mêmes expériences montrent la très grande susceptibilité des écoulements fluides aux angles d'incidence pour lesquels il y a, sans doute, apparition des décollements. (Angle de portances faibles ou négatives pour les profils incurvés, angle de portance maximum pour tous les profils).

Je vais maintenant relater ici, avec quelques détails, certaines expériences exécutées à l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr et au cours desquelles des variations très importantes des résistances unitaires normales ont été observées, même pour des produits $V \times l$ de l'ordre de $6 \text{ m}^2/\text{sec.}$

1^o ÉTUDE DÉTAILLÉE d'un CAS PARTICULIER

où les COEFFICIENTS UNITAIRES d'une AILE SUSTENTATRICE ONT MONTRÉ des VARIATIONS IMPORTANTES avec la GRANDEUR du MODÈLE et la VITESSE du MOUVEMENT RELATIF

A l'occasion de la reprise des expérimentations au chariot dynamométrique (octobre 1921) j'avais fait exécuter une surface spéciale de profil plano-biconvexe représenté par la *fig. 2*. L'épaisseur relative de ce profil est de 9,4%. Il comporte une portion médiane, plane, ayant une largeur égale à 0,625 de la largeur totale et deux bords fuselés absolument identiques.

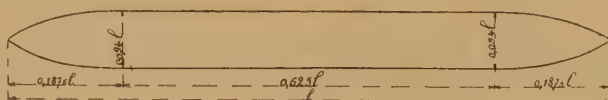


Fig. 2

L'allongement de la surface réalisée était égal à 4 (envergure 6 m. 40, profondeur 1.60). Les essais au chariot sont relatés à la fin de ce chapitre (surface S. C. 105 G).

A la suite de ces essais, on a exécuté trois modèles réduits pour essais en soufflerie. Ces modèles avaient respectivement les dimensions suivantes :

- Modèle (a) = $0,640 \times 0,160$ (échelle 1/10 de 105 G)
- Modèle (b) = $1,000 \times 0,250$ (échelle 1/6,4)
- Modèle (c) = $1,400 \times 0,350$ (échelle 1/4,58)

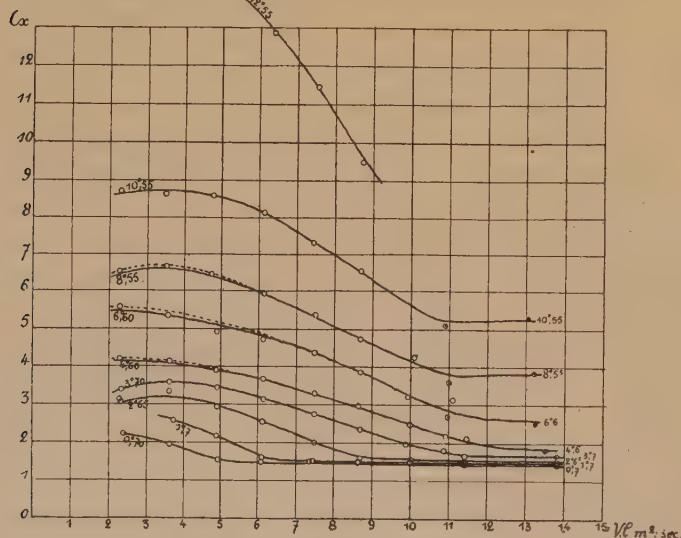
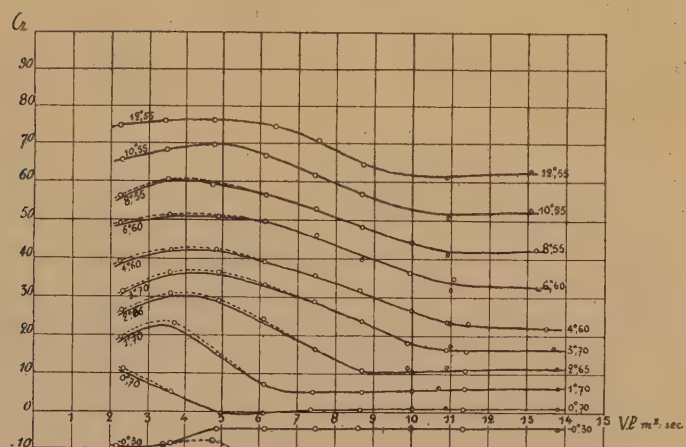


Fig. 3 et 4

Les premiers essais en soufflerie des modèles (a) et (b) montrèrent des divergences considérables avec les résultats obtenus au chariot, divergences qui tendaient à s'atténuer à mesure qu'on augmentait la vitesse du vent et les dimensions du modèle. Ces essais étaient, d'ailleurs, effectués sur la balance aérodynamique primitive avec support rigide par l'intrados de l'aile. D'autre part, on ignorait à cette époque la valeur de l'ascendance du courant d'air et les corrections pour tenir compte de la veine illimitée n'étaient pas encore appliquées.

Pour éliminer ces différentes causes d'erreurs, j'ai repris récemment une série complète d'expériences avec le modèle moyen n° 105b. Les essais ont été effectués avec la balance à fils actuelle et toutes les corrections habituelles ont été appliquées aux résultats expérimentaux.

Les vitesses du courant d'air ont varié de 9 à 45 m./sec., ce qui correspond à des valeurs de Vl comprises entre 2,25 et 11,3 m²/sec. Les résultats obtenus sont indiqués dans les Tableaux numériques ci-contre et représentés sur les graphiques (*fig. 3 et 4*).

RÉSULTATS DES ESSAIS DE L'AILE S. C. 105, MODÈLE B = (1,00 × 0,25)

	degré	degré	degré	degré	degré	degré	degré	degré	degré	degré
<i>i</i>	— 0,35	+ 0,76	1,76	2,75	3,78	4,73	6,69	8,63	10,58	12,58
100 Cz	— 9,46	+ 11,29	19,95	26,64	31,14	39,14	49,34	56,24	65,74	74,74
100 Cx	2,61	2,24	3,13	3,04	3,38	4,2	5,58	6,52	8,72	13,92
100 Cm		6,78	9,10	9,36	10,73	11,1	13,12	16,54	20,16	
V × l	2,18	2,37	2,28	2,32	2,34	2,28	2,28	2,28	2,32	2,24
<i>i</i>	— 0,35	0,73	1,78	2,78	3,81	4,74	6,70	8,65	10,59	12,59
100 Cz	— 8,60	5,08	23,30	30,80	36,36	42,26	51,26	60,26	68,36	75,96
100 Cx	1,86	1,96	2,59	3,34	3,57	4,13	5,36	6,67	8,64	14,11
100 Cm		2,46	10,62	12,04	13,68	14,32	15,76	17,11	17,68	
Vl	3,62	3,62	3,72	3,60	3,60	3,62	3,57	3,53	3,50	3,45
<i>i</i>	— 0,33	0,70	1,74	2,77	3,81	4,74	6,69	8,64	10,60	12,59
100 Cz	— 4,60	— 0,50	15,00	29,08	36,46	42,28	50,90	59,08	69,68	76,08
100 Cx	1,53	1,54	2,18	2,94	3,45	3,89	4,93	6,45	8,60	14,23
100 Cm		— 0,25	5,78	10,8	13,08	13,82	14,68	15,84	17,65	
V × l	4,87	4,95	4,90	4,92	4,93	4,87	4,88	4,77	4,8	4,78
<i>i</i>	— 0,33	0,70	1,70	2,74	3,79	4,73	6,69	8,63	10,59	12,58
100 Cz	— 4,65	— 0,23	7,10	24,42	33,12	39,32	49,72	56,52	66,82	74,42
100 Cx	1,49	1,49	1,65	2,56	3,14	3,65	4,72	5,93	8,13	12,88
100 Cm		— 0,95	1,63	6,87	11,60	12,90	13,60	15,42	16,33	
V × l	6,16	6,10	6,13	6,13	6,15	6,16	6,16	6,17	6,16	6,42
<i>i</i>	— 0,33	0,70	1,70	2,69	3,77	4,71	6,67	8,61	10,56	12,56
100 Cz	— 4,56	+ 0,56	5,11	16,16	28,91	35,71	46,16	52,91	61,81	70,61
100 Cx	1,51	1,51	1,52	2,00	2,75	3,26	4,37	5,37	7,31	11,46
100 Cm		— 0,69	— 0,15	4,91	9,3	10,80	11,95	12,77	14,02	
V × l	7,5	7,36	7,43	7,48	7,46	7,48	7,48	7,50	7,47	7,55
<i>i</i>	— 0,32	0,70	1,70	2,66	3,74	4,68	6,63	8,58	10,53	12,52
100 Cz	— 4,17	+ 0,57	5,21	10,81	23,71	31,91	39,91	48,21	56,91	64,41
100 Cx	1,41	1,50	1,47	1,61	2,34	2,96	3,84	4,73	6,55	
100 Cm		— 0,59	— 0,15	1,59	5,80	9,01				
V × l	8,63	8,65	8,70	8,70	8,70	8,65	8,70	8,70	8,70	8,73
<i>i</i>	— 0,32	0,70	1,70	2,66	3,70	4,65	6,61	8,56		
100 Cz	— 4,39	+ 0,81	5,66	10,51	18,0	26,61	36,21	44,31		
100 Cx	1,42	1,51	1,47	1,56	1,97	2,48	3,2	4,22		
100 Cm		— 0,47	— 0,01	0,65	2,27	5,0				
Vl	10,0	10,0	10,0	10,00	9,9	10,0	9,96	10,06		
<i>i</i>	— 0,32	0,70	1,70	2,66	3,69	4,63	6,60			
100 Cz	— 4,24	+ 0,845	6,06	10,73	15,73	23,21	34,91			
100 Cx	1,40	1,47	1,46	1,46	1,67	2,14	3,13			
100 Cm		— 0,43	0,18	0,60	1,61					
V × l	11,35	11,35	11,37	11,4	11,42	11,47	11,1			
<i>i</i>	— 0,56	+ 0,50	1,57	2,64	3,71	4,76	6,87	8,51	11,14	
100 Cz	— 4,85	0,0	5,92	12,05	17,8	22,45	32,15	44,0	54,8	
100 Cx	1,43	1,41	1,476	1,51	1,68	1,82	2,66	3,95	5,77	
100 Cm										
V × l	13,6	13,8	13,08	13,9	13,8	13,8	13,3	13,10	13,1	

Ces derniers résultats sont relatifs au modèle C = 1,400 × 0,35

D'une manière générale, les coefficients unitaires C_z commencent par croître à partir des valeurs faibles de VI . Ils passent par un maximum pour une valeur de VI qui paraît augmenter avec l'angle d'incidence. Puis les coefficients unitaires C_z diminuent notablement et tendent à passer par un minimum, peu accentué, pour prendre ensuite des valeurs sensiblement constantes. Les valeurs de VI , caractérisant l'origine de la constance des C_z , augmentent aussi avec l'angle d'incidence. Les expériences avec le modèle *b* n'ayant pas permis l'obtention de VI supérieurs à 11,5 m²/sec., j'ai ajouté aux résultats précédents ceux qui avaient été obtenus antérieurement avec le modèle *c* sur balance à support. On voit que ces résultats sont en bon accord avec les précédents. On voit aussi que la constance des C_z avec VI est obtenue pour tous les angles

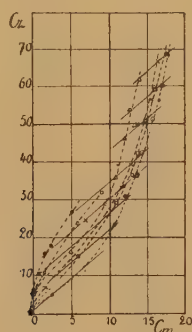


Fig. 5

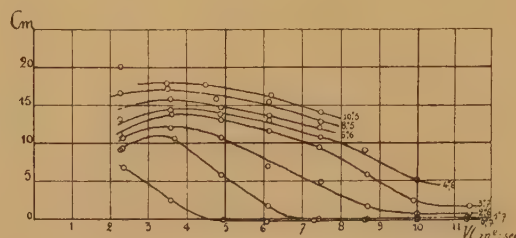


Fig. 6

expérimentés à partir de $VI = 13$ ou 14. Les expériences antérieures avaient donné des variations analogues quantitativement et qualitativement pour le modèle *a*. On peut donc affirmer que chacun des facteurs V et l du produit VI a la même action et que le phénomène dépend uniquement du produit VI .

Les coefficients unitaires C_x (fig. 4) et C_m (fig. 5 et 6) suivent des variations analogues à celles de C_z et les remarques précédentes s'appliquent aussi à ces coefficients.

Sur le diagramme polaire (fig. 7) on voit que les divers coefficients C_x et C_z , relatifs à un même VI , définissent respectivement des polaires semblables décalées régulièrement les unes par rapport aux autres. En étudiant plus spécialement les valeurs de la résistance de profil au

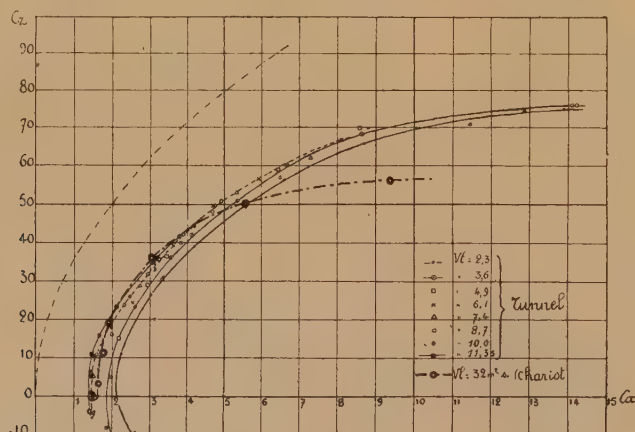


Fig. 7

voisinage des portances faibles, on observe que, pour les valeurs de VI supérieures à celles qui caractérisent l'origine de la constance des C_z , cette résistance de profil varie proportionnellement à $(VI)^{-0,15}$. On peut donc affirmer que le décalage des polaires est uniquement dû à l'évolution normale de la résistance de frottement sur la plaque.

D'ailleurs, la valeur minimum de C_x pour $VI = 11,35$ est sensiblement $C_{x_m} = 0,0140$ (pour $C_z = 0$).

La formule indiquée précédemment donne, pour une plaque biconvexe symétrique (aux grands VI) :

$$Cx_m = 1,224 (VI)^{-0,15} + 0,045 e/l$$

pour $e/l = 9,4\%$ et pour $VI = 11,35$, on trouve

$$Cx_m = 0,0127$$

La petite différence entre cette valeur calculée et la valeur expérimentale peut être attribuée aux décollements qui doivent se produire à l'extrémité arrière du bord de sortie dont le tracé est beaucoup moins affiné que celui d'une aile biconvexe symétrique.

Pour les valeurs de VI inférieures à celles qui marquent l'origine de la constance des Cz on trouve une évolution analogue en $(VI)^{-0,15}$. Mais la résistance de profil est majorée de 20% environ. Cette majoration doit être imputable à un régime de décollements arrière dont la zone d'action sur le bord de sortie est plus étendue que celle qui correspond au régime normal, quand VI atteint des valeurs suffisantes.

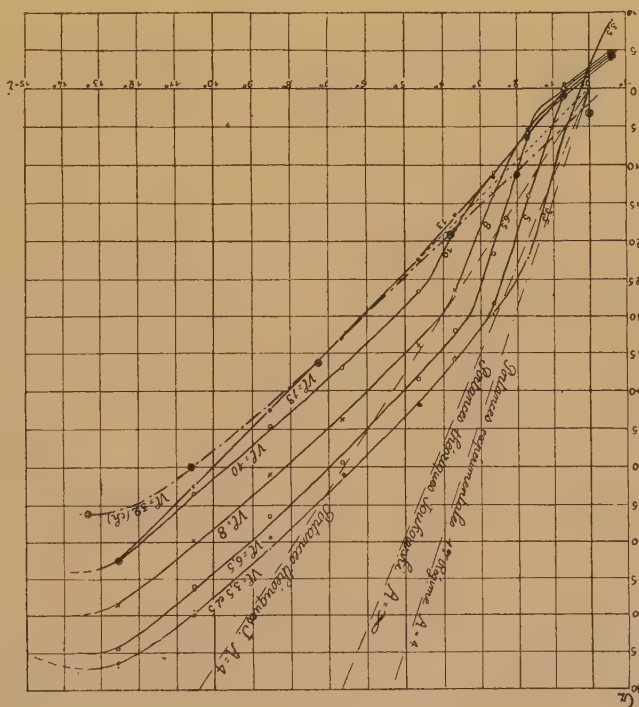


Fig. 8

Quoi qu'il en soit, la conclusion intéressante à retenir de ce qui précède c'est que les variations importantes des coefficients unitaires Cx et Cz , en fonction du produit VI , ne s'appliquent pas à la *résistance induite*, puisqu'en tenant compte de la loi de frottement on obtient une polaire unique pour l'ensemble des valeurs Cx et Cz correspondant aux divers VI . Les variations du mode d'écoulement de l'air autour du profil S. C. 105 sont donc indépendantes de l'allongement et elles sont imputables à cette forme particulière du profil.

Nous pouvons en conclure que la résistance induite d'une aile est la même pour un modèle réduit et pour un modèle en vraie grandeur (tout au moins dans les limites de variation du produit VI comprises entre 2 et 15 m²/sec.). Pour des valeurs plus élevées du produit VI nous verrons que les comparaisons des résultats obtenus en soufflerie et au chariot conduisent à des conclusions identiques.

Les évolutions du mode d'écoulement de l'air autour du profil S. C. 105 sont rendues plus frappantes encore sur le graphique représentant les diverses courbes unitaires Cz en fonction de l'angle d'incidence i (voir fig. 8).

On voit qu'aux faibles valeurs de VI , voisines de $3,5 \text{ m}^2/\text{sec.}$, il se produit autour du profil un écoulement particulier pendant lequel les coefficients unitaires croissent rapidement avec l'angle d'incidence. Pour $VI = 3,5$ cet écoulement subsiste jusqu'à $i = 1^\circ 80$ environ. A l'angle 0° la sustentation est légèrement négative, mais cette anomalie peut aussi être imputée à un défaut de symétrie du modèle. Ce qui est plus particulièrement remarquable c'est la valeur importante de la pente moyenne de la courbe unitaire correspondant à ce premier régime. Cette pente moyenne (que nous retrouverons d'ailleurs dans les portions correspondantes des courbes Cz pour $VI = 5$ et pour $VI = 6,5$) est telle, que la sustentation expérimentale $Cz_{(e)}$, correspondant au premier régime d'écoulement, peut se représenter avec une suffisante approximation par une relation telle que

$$Cz_{(e)} = 0,146 i^0 \quad \text{pour} \quad -1^\circ 8 \leq i \leq +1^\circ 8$$

Or, la théorie de Joukowski permet d'exprimer les portances théoriques pour certains profils dont le tracé est conforme à certaines contraintes théoriques. Ainsi une aile biconvexe ayant un profil de la famille Joukowski aura, pour un allongement infini, une portance théorique donnée par la relation :

$$Cz_{(th)} = 2 \pi \left(1 + \frac{2 \sigma}{l} \right) \sin i$$

dans laquelle on a sensiblement :

$$\frac{2 \sigma}{l} = \frac{1}{1,2} \frac{e}{l}$$

Pour une aile Joukowski, biconvexe symétrique, ayant la même épaisseur relative $e/l = 0,094$ que le profil S. C. 105, on aura donc :

$$Cz_{(th)} = 6,28 \times 1,078 \sin i$$

ou sensiblement :

$$Cz_{(th)} = 6,77 i$$

ou, en exprimant i en degrés,

$$Cz_{(th)} = 0,118 i^0$$

Pour un allongement fini, la portance théorique peut se déduire de la relation précédente en faisant correspondre aux valeurs de Cz un angle d'incidence réel égal à l'angle d'incidence théorique augmenté de l'angle auto-induit. Pour un allongement égal à 4 (allongement des modèles expérimentés) cet angle induit sera

$$i^0_{(i)} = 4,55 Cz$$

La portance théorique pour un allongement 4 sera donc exprimée avec une suffisante approximation par la relation suivante

$$Cz_{(th)} = 0,076 i^0$$

Il résulte de ce qui précède, que le régime (1), observé expérimentalement sur le profil S. C. 105 (aux valeurs de VI voisines de $3,5 \text{ m}^2/\text{sec.}$) pour des angles inférieurs à $1^\circ 80$ a produit des portances qui sont presque le double des portances théoriques données pour des profils biconvexes par les théories de Joukowski et de Prandtl. (Le rapport $Cz_{(e)}/Cz_{(th)}$ est exactement : $0,146/0,076 = 1,93$).

Or, dans toutes les expérimentations habituelles, on trouve au contraire (même pour des valeurs de VI bien supérieures à $3,5 \text{ m}^2/\text{sec.}$) un rapport analogue plus petit que 1 (en général $0,7$ à $0,8$).

L'écoulement correspondant au régime (1), observé sur le profil S. C. 105, est donc tout à fait nouveau et ne paraît pas relever des écoulements théoriques déduits de la théorie Joukowski.

Remarquons encore que ce régime *haut-sustentateur* est très stable et que nous le retrouvons avec la même efficacité pour des produits Vl égaux à 5 m²/sec. et à 6 m²/sec. Toutefois, pour ces valeurs de Vl , le régime (1) apparaît à des angles d'incidence plus grands et semble s'arrêter de même à des angles décalés de la même quantité par rapport à 1°80 qui marquait sensiblement la fin du régime correspondant pour $Vl = 3,5$. Le graphique (fig. 8) montre, d'une façon très nette, les portions de courbes unitaires du régime haut-sustentateur.

Pour des produits Vl égaux à 8 et 10 m²/sec., il semble que l'efficacité du régime (1) aille en s'atténuant à mesure que Vl augmente. C'est ainsi que nous le retrouverons tout à fait amorti, sinon annulé, pour $Vl = 13$ m²/sec.

Revenant à la courbe unitaire C_z pour $Vl = 3,5$ m²/sec. (fig. 8) nous voyons que pour des angles i supérieurs à 1°80, les C_z augmentent moins rapidement avec l'angle d'incidence. Le même fait peut être noté sur les autres courbes unitaires, et l'on voit que l'écoulement correspondant à ce *deuxième régime* tend à devenir prépondérant à mesure que Vl augmente. D'ailleurs, les courbes unitaires pour $Vl = 5, 6,5, 8$ et 10 m²/sec. montrent que le régime (2) s'établit également avant le régime (1) pour les faibles incidences. Enfin, la courbe unitaire pour $Vl = 13$ m²/sec. montre que ce régime (2) est devenu tout à fait prépondérant et qu'il s'établit sensiblement pour toutes les incidences jusqu'à l'angle du maximum de sustentation. Le régime (2) est donc, en quelque sorte, le régime définitif. Les valeurs correspondantes de la sustentation peuvent se représenter sensiblement par la relation :

$$C_{z(2)} = 0,050 i^0$$

Elles sont, par suite, égales à 66 % des portances théoriques Joukowski pour l'allongement 4. Ce régime (2) semble bien être le *régime habituel* qu'on observe pour tous les profils. La faible valeur 0,66, du rapport des sustentations théoriques et expérimentales peut être imputée aux décollements arrière, qui, dans le cas du profil S. C. 105, sont plus importants que dans les bons profils usuels.

Il est possible également que la faible valeur de l'allongement intervienne quelque peu dans cette diminution du rapport $C_{z(e)}/C_{z(th)}$ (rappelons que ce rapport est habituellement de 0,75 à 0,80 et, exceptionnellement, 0,9).

Le régime (2) ou régime habituel est visiblement moins sustentateur que le régime (1). Les portances correspondantes sont dans le rapport

$$\frac{C_{z(1)}}{C_{z(2)}} = \frac{0,146}{0,050} = 2,93$$

Cette valeur mesure, en quelque sorte, l'efficacité du régime haut-sustentateur par rapport au régime habituel qu'on admet être celui des théories Joukowski-Prandtl.

En considérant à nouveau les courbes unitaires pour lesquelles le régime (1) agit efficacement, nous voyons que, même après l'apparition du régime (2), le bénéfice de sustentation acquis pendant la durée du régime (1) reste permanent jusqu'à l'angle de portance maximum.

Nous devons conclure, de ce fait, que les sustentations dues au régime (1) s'ajoutent aux sustentations dues au régime (2) pour les valeurs de Vl comprises entre 3 et 13 m²/sec.

Il y aurait donc intérêt à poursuivre expérimentalement et, si possible, théoriquement, l'étude du régime haut-sustentateur. Il serait particulièrement intéressant de chercher à maintenir le régime (1) pour des angles supérieurs à 1°80 et, si possible, jusqu'aux angles pour lesquels apparaît le troisième régime, c'est-à-dire celui qui se produit au delà du maximum de sustentation. On sait que pour ce régime (3) des décollements importants se manifestent sur le profil avec apparition corrélative des tourbillons de Karman et production d'une résistance à l'avancement très considérable. Ce régime (3) est lié aux formes du profil et particulièrement à la courbure maximum de la ligne moyenne du profil, ainsi que je l'ai établi dans une étude spéciale⁽¹⁾.

Essai au chariot d'une aile S. C. 105. — En raison des particularités du profil S. C. 105, je donnerai ici les résultats obtenus au chariot sur une surface ayant ce même profil et dont les

dimensions étaient de 6 m. 40 $\times$ 1 m. 60. Ces essais ont été faits à une vitesse de 20 m./sec., soit $VI = 32 \text{ m}^2/\text{sec}$.

Je leur ai appliqué les corrections d'interactions de sol et de chariot, comme il est indiqué d'autre part. Toutefois, dans ce cas particulier, tant pour l'interaction-sol que pour l'interaction-chariot, les corrections appliquées ont été exactement celles obtenues par une expérimentation directe avec le modèle S. C. 105 *a* en présence du sol à 0 m. 465 et de la maquette du chariot au 1/10. Ces essais ont montré que l'interaction globale est assez notablement plus forte que celle indiquée par les calculs. Cela tient évidemment à la susceptibilité particulière des écoulements du fluide autour de ce profil. Quoi qu'il en soit, les résultats du chariot, après corrections, sont indiqués dans le Tableau ci-dessous.

ESSAIS AU CHARIOT DE L'AILE S. C. 105 G (avec corrections d'interactions)						
<i>i</i>	0	2	3,8	7,25	10,6	13,3
100 <i>Cz</i>	3,3	11,6	19,2	36,6	50	56,2
100 <i>Cx</i>	1,64	1,82	1,90	3,05	5,55	9,37

Ces valeurs confirment bien l'évolution observée dans les expériences exécutées au tunnel, en ce qui concerne la disparition du régime (1) pour les valeurs élevées de *VI*. Le régime (2) est le seul observé pour tous les angles d'incidence jusqu'au maximum de *Cz*, lequel est, d'ailleurs, considérablement diminué.

La polaire se place assez normalement par rapport aux précédentes, et il se confirme ainsi que la résistance induite est bien la même pour toute les valeurs de *VI* et pour les angles pour lesquels les écoulements sustentateurs se font sans décollements importants sur le contour du profil.

(1) A. TOUSSAINT « Note sur l'influence de la courbure relative de la ligne moyenne dans les profils d'ailes sustentatrices » (Recherches et Inventions, n° 72, 73 et 74, 1923; Technique Aéronautique, 1^{er} et 15 novembre 1923).

CHAPITRE III

PERFECTIONNEMENT de la SOUFFLERIE AÉRODYNAMIQUE de l'INSTITUT AÉROTECHNIQUE et des MÉTHODES D'EXPÉRIMENTATION CORRESPONDANTES

Sommaire

1° DESCRIPTION DE LA SOUFFLERIE N° 1.

- a) *Emplacement.*
- b) *Construction et disposition d'ensemble.*
- c) *Mesure du coefficient d'utilisation de la soufflerie.*

2° LES APPAREILS DE MESURE DANS LA SOUFFLERIE N° 1.

- a) *Mesure de la vitesse du courant d'air.*
- b) *Mesure de la direction moyenne du courant d'air.*
- c) *Mesure des composantes de la réaction de l'air et du moment de cette réaction par rapport à un axe.*

Balance aérodynamique ;
Description ;
Tarage statique ;
Sensibilité ;
Tarage de la résistance aérodynamique des fils de suspension et de transmission ;
Mesure des composantes horizontale et verticale des réactions de l'air ;
Mesure du moment de la résistance aérodynamique par rapport à un axe transversal horizontal.

3° JUSTIFICATION DES DISPOSITIONS ADOPTÉES POUR LA BALANCE AÉRODYNAMIQUE.

Comparaison des résultats avec ceux obtenus dans d'autres Laboratoires.

Étude expérimentale du degré de turbulence du courant d'air.

La soufflerie principale de l'Institut Aéro-technique a été construite en 1914 par les ateliers Leflaive et C^{ie} de Saint-Étienne. Elle est du système Eiffel (soufflerie par aspiration avec collecteur convergent, chambre d'expérience cylindrique de 2 mètres de diamètre et diffuseur divergent à l'extrémité duquel se trouve placé le ventilateur aspirant l'air à travers l'ensemble précédent).

J'ai apporté diverses modifications à l'installation primitive de cette soufflerie. Je la décrirai succinctement dans son état actuel et je mentionnerai au fur et à mesure les divers perfectionnements qui lui ont été apportés.

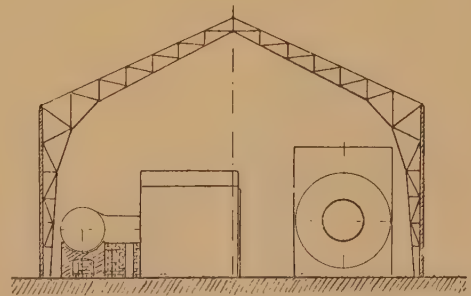


Fig. 9

DESCRIPTION de la SOUFFLERIE N° 1

a) **Emplacement.**

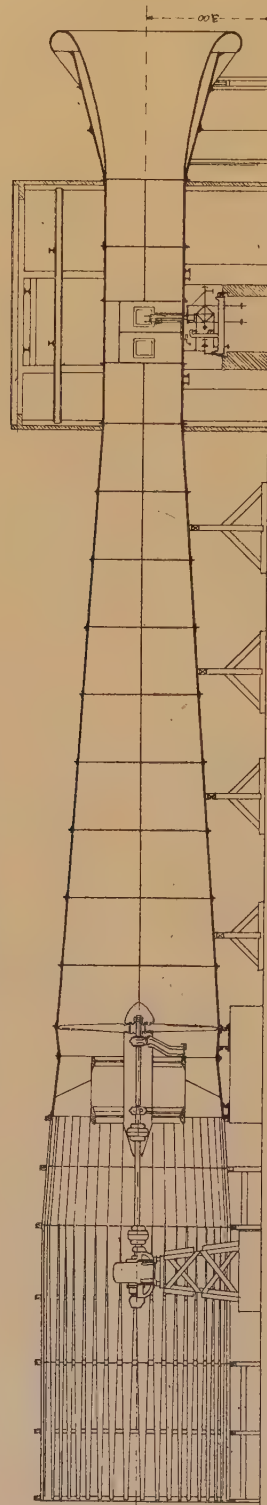
Pour des raisons budgétaires il n'a pas été possible de placer cette soufflerie à l'emplacement optimum et rationnel qu'elle aurait dû occuper au milieu de la section transversale du grand hall de l'Institut (massifs et armatures de surélévation très onéreux).

L'emplacement adopté est figuré dans la coupe transversale *fig. 9* et *10*. L'expérience a montré qu'on pouvait remédier par des dispositifs appropriés au défaut de symétrie résultant de cet emplacement.

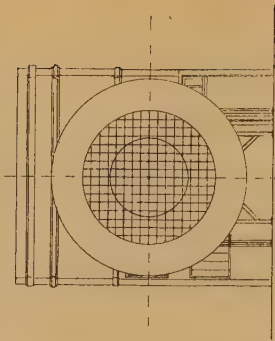
Soufflerie N°1 de 2 mètres de diamètre

(Système G. Eiffel Breveté S.G.D.G.)

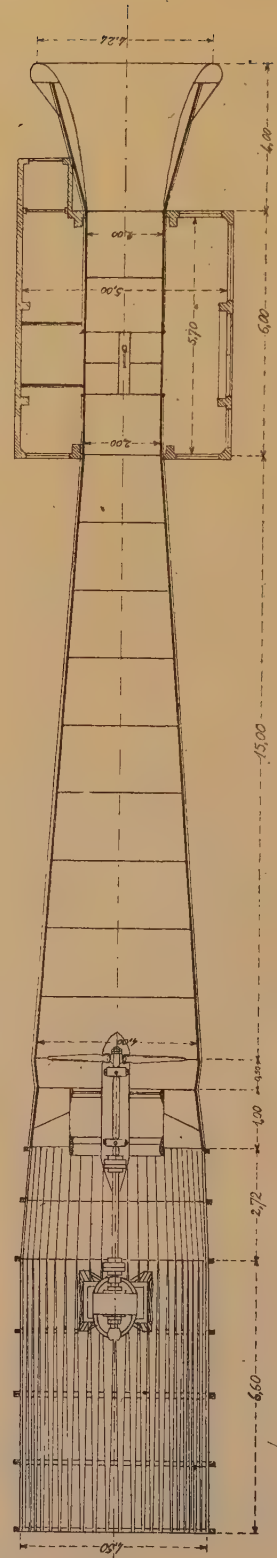
Élévation Coupe Longitudinale



Vue de face



Plan Coupe Longitudinale



Plan d'ensemble du hall. Emplacement de la soufflerie

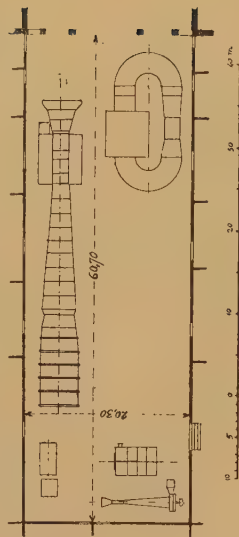


Fig. 10

b) Construction et disposition d'ensemble.

La soufflerie est presque entièrement métallique et les caractéristiques des différents éléments sont les suivants :

1° Collecteur convergent de 4 mètres de diamètre à l'entrée et de 2 mètres de diamètre au raccordement avec la partie cylindrique. La longueur du collecteur est de 4 mètres. J'ai adapté au collecteur conique primitif un pavillon galbé dont la génératrice a été tracée de manière à éviter certains remous qui se produisaient à l'entrée, au voisinage des bords extérieurs, et aussi de manière à constituer un changement progressif des sections de passage du fluide aspiré.

En outre, cette génératrice galbée donnait un raccordement tangentiel avec la portion cylindrique.

La *fig. 11* montre le tracé de cette génératrice curviligne et les procédés de construction de la surface correspondante (bois et toile émaillée).

De même, pour combattre la légère dissymétrie de direction qui se produisait à l'orifice d'entrée du collecteur, j'ai placé un diaphragme ou filtre en nid d'abeilles dans une section avant du collecteur galbé. La direction des parois des cellules de ce filtre est représentée sur la *fig. 11* ainsi que leurs dimensions. Ces parois sont en bois contreplaqué de 4 mm. Elles sont amincies en biseau vers l'entrée et la sortie d'air et elles sont assemblées à mi-bois avec couvre-joints profilés.

En raison des dimensions de la section du collecteur au droit du filtre la vitesse moyenne de l'air y est environ le $1/2,75$ de la vitesse dans la chambre d'expérience. Il en résulte que les pertes de charge sur ce filtre sont environ trois fois plus petites que celles qui se produiraient sur un filtre analogue placé dans la chambre d'expérience.

Des essais exécutés sur des sphères de différents diamètres ont montré que le degré de turbulence du courant d'air est en effet plus faible que dans les souffleries avec filtre de chambre d'expérience.

Enfin j'ai fait remplacer les supports en bois de ce collecteur par des colonnes métalliques de section plus réduite de manière à dégager au maximum la section de passage de l'air aspiré entre le bourrelet du collecteur et le sol du hall.

2° Chambre d'expérience cylindrique de 2 mètres de diamètre extérieur (1 m. 99 de diamètre intérieur) et de 6 mètres de longueur. Le raccordement au collecteur se fait par un anneau cylindrique en bois de 0 m. 35 de longueur. Cet anneau est amovible et peut être muni d'un filtre multicellulaire, mais en pratique ce filtre a été supprimé.

Sur une longueur de 3 m. 25, à partir de l'anneau précédent, le tunnel est continu et présente seulement une petite trappe d'accès.

Au-delà, et entre deux supports en maçonnerie, le tunnel est muni de deux portes s'ouvrant à l'extérieur et dégageant ainsi les $3/4$ de la circonférence. Au-dessus de ces portes j'ai fait agencer un plafond cylindrique composé d'éléments essentiellement démontables. Ce plafond permet l'aménagement rapide de toutes ouvertures nécessaires aux expérimentations.

Au-delà de cette partie de 1 m. 50 de longueur, qui correspond à l'emplacement habituel des expérimentations, on trouve un tronçon continu de 1 m. 25 de longueur se raccordant au diffuseur.

Sur ma demande, le Service Technique de l'Aéronautique a fait construire autour de cette portion du tube, une chambre en ciment armé (MM. Darras et Jouanin, entrepreneurs à Paris). Cette chambre est largement éclairée et on y pénètre normalement par l'intermédiaire d'un sas d'équilibre muni de deux portes étanches. L'intérieur de la chambre se met en effet en équilibre de pression avec la veine fluide et l'on évite ainsi toute tendance aux rentrées d'air.

Le but essentiel que j'avais en vue en demandant la construction de ce local en ciment armé était de pouvoir, à volonté, opérer en *tunnel fermé*, comme par le passé, ou en *tunnel ouvert*, comme dans certains autres laboratoires. Cette possibilité de transformation des conditions, de limitation de la veine fluide, a été très précieuse en diverses circonstances.

Répartition de la vitesse du courant d'air dans la section d'utilisation. — L'étude de cette répartition a été faite en diverses circonstances et particulièrement en tunnel ouvert et en tunnel fermé.

Dans la zone intéressante pour les essais de modèles l'écart relatif maximum (de la vitesse locale avec la vitesse moyenne) est de 0,86 % et l'écart moyen est inférieur à 0,5 %.

Les résultats de ces explorations sont indiqués sur les *fig. 12* et *13*.

En tunnel ouvert, on observe que l'air ambiant autour de la veine en mouvement est entraîné progressivement par cette dernière, formant ainsi une sorte d'anneau tourbillon qui vient se briser sur les supports du tube et sur les parois du local.

Pour certaines vitesses du vent on observe également en tunnel ouvert, la formation d'un régime vibratoire. La toiture vitrée du local en ciment armé prenait des flèches appréciables sous l'action de ces vibrations. J'ai fait doubler le nombre des poutres métalliques qui supportent cette toiture.

3° Le diffuseur divergent de 2 mètres de diamètre au raccordement avec la chambre d'expérience et de 4 mètres de diamètre au droit de l'hélice ventilateur. Ce divergent est à l'angle de 7°.

4° Le ventilateur aspirant, qui était à l'origine un hélicoïde Rateau, a été remplacé par une hélice-ventilateur à 6 pales, actionnée directement par le moteur électrique de 120 CV.

Le but de ce remplacement était l'augmentation du coefficient d'utilisation de la soufflerie par augmentation de la section de sortie de l'air refoulé. Cette section de sortie était de 8,9 m² avec le ventilateur hélicoïde dont le moyeu central avait 2 m. 16 de diamètre.

Avec l'hélice-ventilateur, le moyeu a été ramené à un diamètre de 0 m. 70 et la section de sortie est de 12 m²,20 peu différente de la section totale disponible.

Les essais de rendement de la soufflerie ont montré une amélioration notable due à cette transformation.

Par ailleurs, la commande de l'hélice en prise directe permet d'augmenter la puissance motrice en surchargeant le moteur électrique. Cette surcharge n'était pas possible avec le ventilateur hélicoïde à cause du glissement de la courroie de transmission.

5° Prolongement du diffuseur primitif. Le diffuseur métallique primitif a été prolongé en arrière de la section de sortie de la cage de ventilateur par un conduit cylindroconique en bois, dont la longueur totale est de 9 m. 50 environ. Ce prolongement correspond à une nécessité du temps de guerre (utilisation de l'espace en arrière de la soufflerie). Je l'ai maintenu dans l'état actuel parce que les mesures de rendement ont montré qu'une certaine amélioration du fonctionnement pouvait être attribuée à cette disposition.

c) Mesure du coefficient d'utilisation de la soufflerie.

Le Tableau numérique ci-dessous donne les résultats obtenus au cours des essais pour la mesure du coefficient d'utilisation de la soufflerie dans son état actuel (*fig. 14*).

Il a été tenu compte du rendement du moteur électrique, de sorte que les puissances P_m indiquées sont celles appliquées à l'hélice-ventilateur.

P_u est la puissance utile correspondant à la vitesse V dans la chambre d'expérience.

$$P_u = 0,000655 V^3 D^2$$

Enfin $\rho_s = P_u/P_m$ est le coefficient d'utilisation total de la soufflerie (y compris l'hélice-ventilateur).

DÉTERMINATION DU COEFFICIENT D'UTILISATION TOTAL DE LA SOUFFLERIE (Collecteur profilé, avec filtre; hélice ventilateur H = 1,926. Tunnel fermé).										
V m./sec.	10,2	22,75	30,1	34,8	37,7	40,05	44	45,6	47,1	48,4
N (tours/min.)	120	260	350	405	440	462	520	540	560	572
P_m (CV)	0,62	8,22	24	38,25	49,2	58,7	80,3	92,7	102	110
P_u (CV)	2,8	33,5	71,2	110,5	138	172	22,3	25,1	27,3	294
ρ_s	4,5	4,7	2,97	2,88	2,81	2,90	2,78	2,70	2,69	2,68

On voit que le coefficient d'utilisation total est voisin de 2,9 pour $V = 40$ m./sec.

Tunnel fermé, grillage au collecteur.

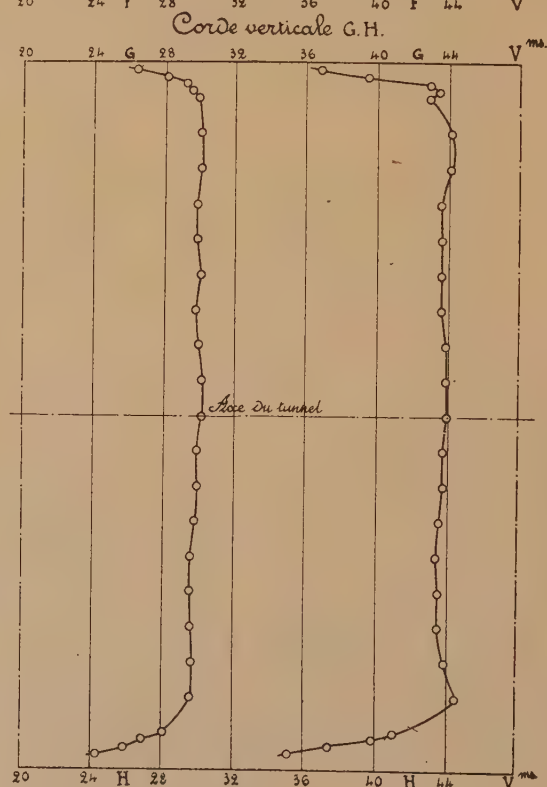
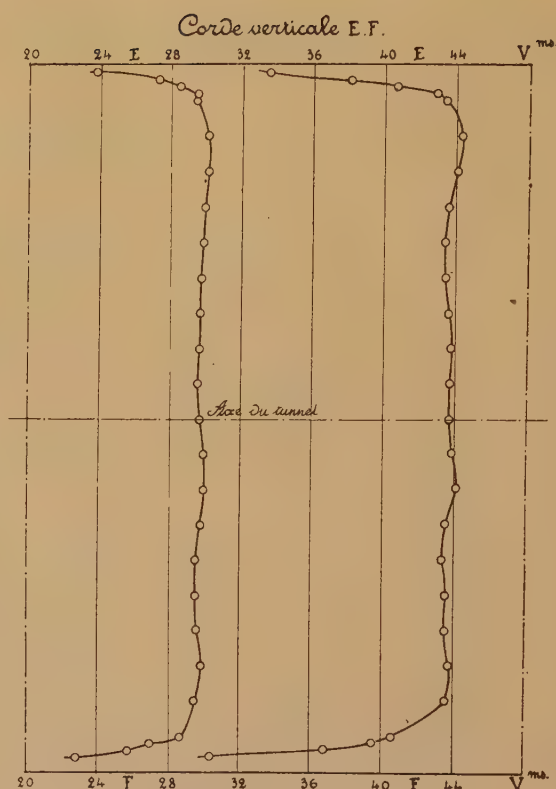
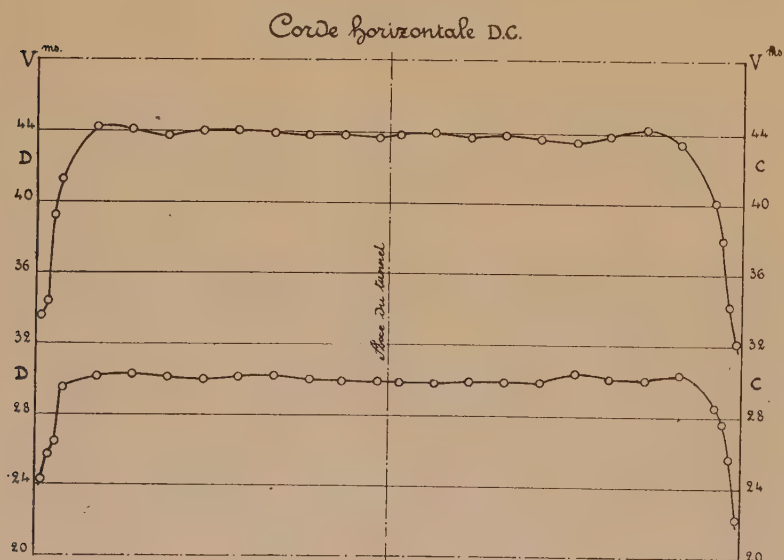
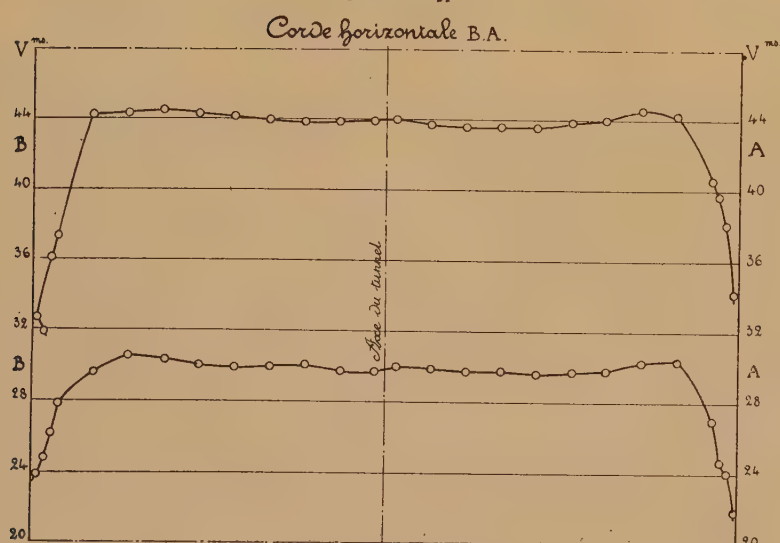
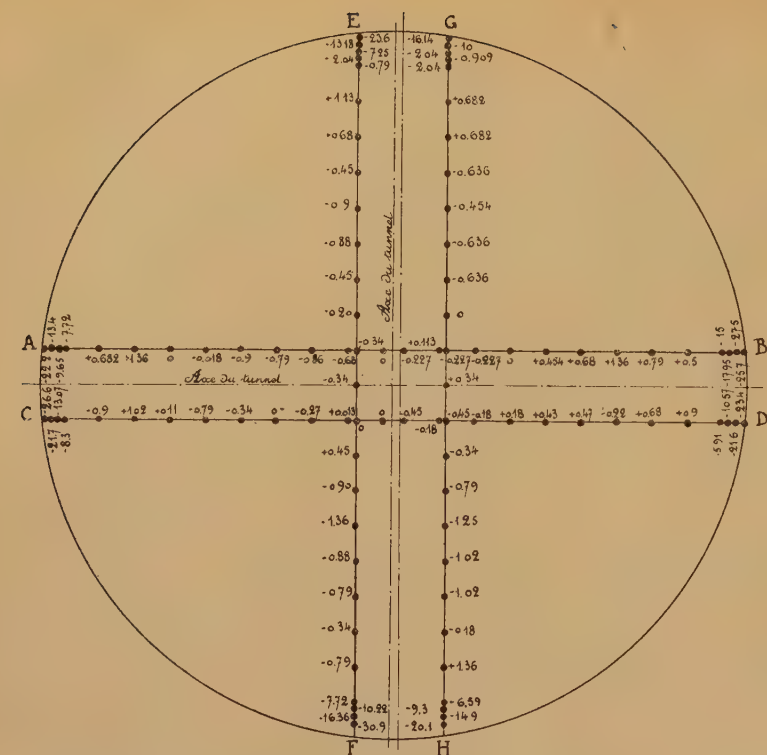


Fig. 12

Répartition des vitesses dans la veine fluide.

Tunnel fermé, sans grillage au col.

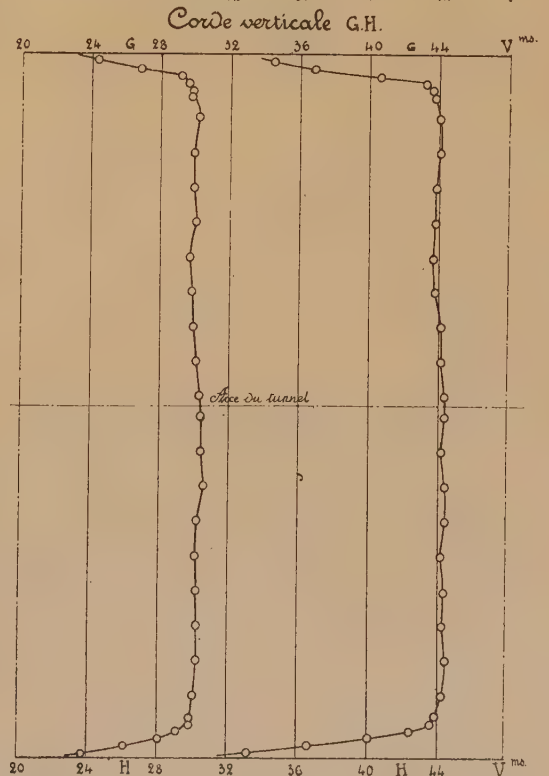
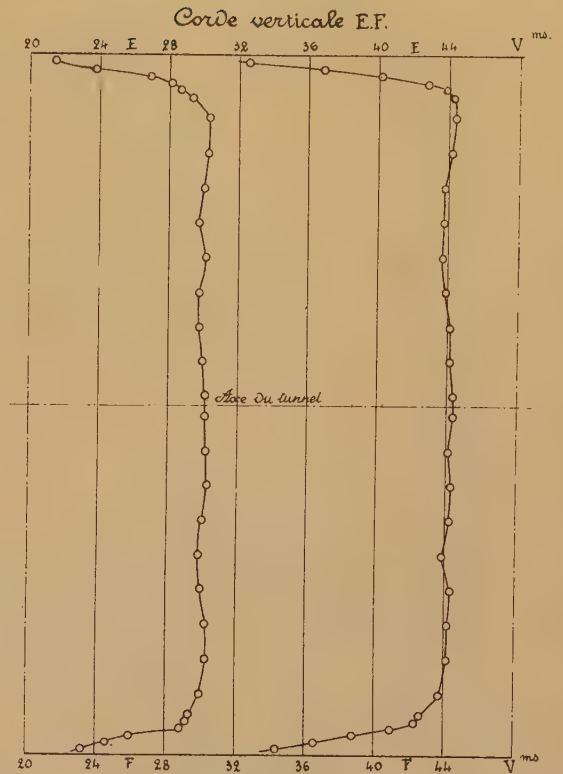
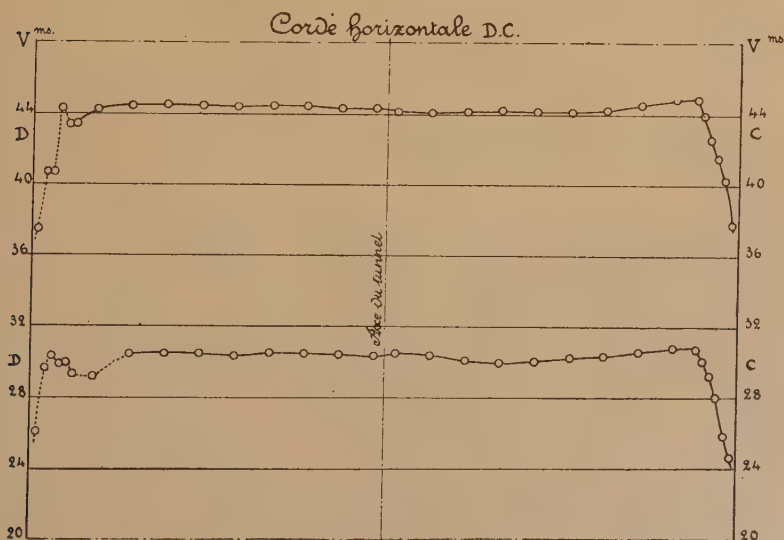
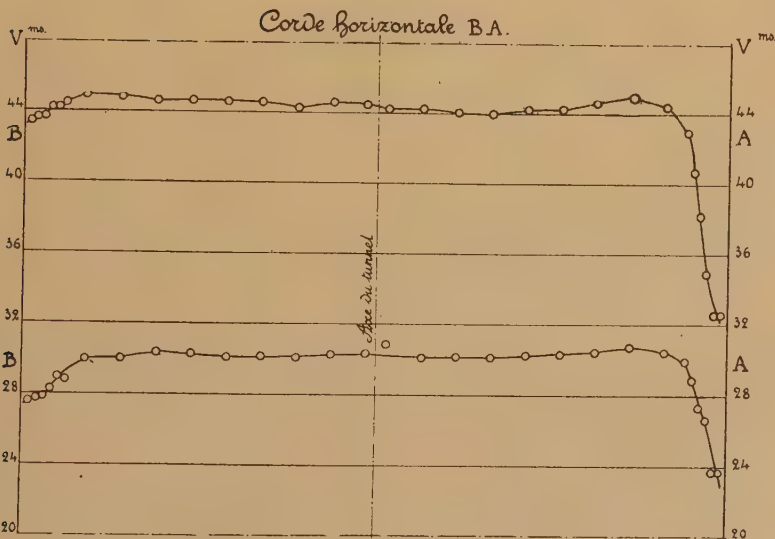
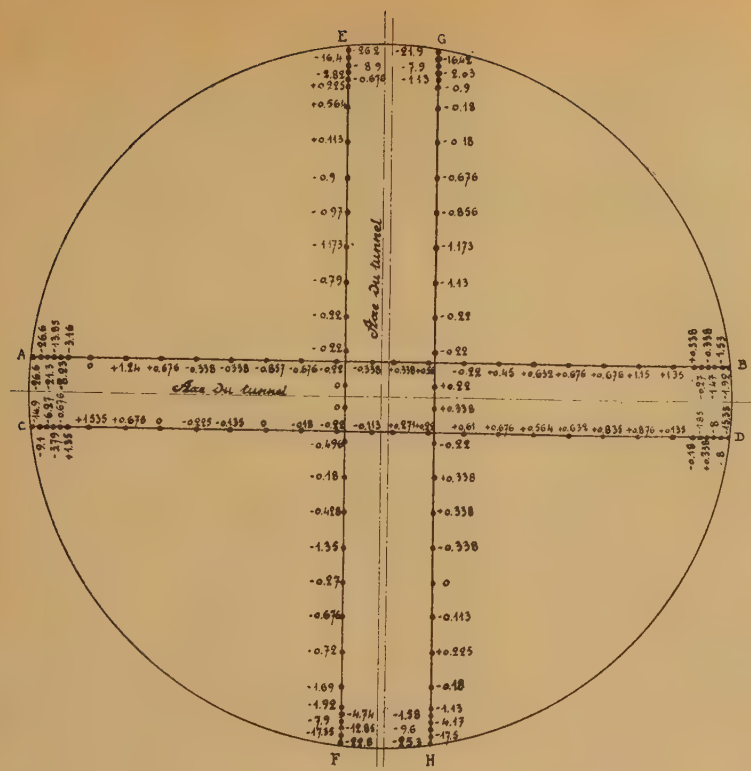


Fig. 13

Or, avant les modifications indiquées précédemment, c'est-à-dire avec l'ancien ventilateur, la vitesse maximum ne dépassait guère 40 m./sec. et la puissance motrice sur l'arbre du ventilateur atteignait 105 CV. Dans ces conditions, le coefficient d'utilisation total était de 1,6 au lieu de 2,9.

Le calcul complet des pertes de charges dans la soufflerie peut être fait, avec une assez bonne approximation, par les méthodes indiquées par le Laboratoire Eiffel.

Ce calcul, appliqué à la soufflerie dans son état actuel, m'a donné les résultats suivants :
Calcul des pertes dans la soufflerie actuelle pour $V = 40$ m.

Pertes par frottement dans le collecteur.....	= 0,00428 Pu =	0,710 CV
" " " dans la chambre.....	= 0,02700 Pu =	4,510 CV
" " " dans le diffuseur.....	= 0,01550 Pu =	2,570 CV
" " épanouissement dans le diffuseur.....	= 0,07150 Pu =	12,900 CV
" " frottement dans le convergent d'hélice. =	0,00010 Pu =	0,017 CV
" " " " divergent d'hélice. =	0,00060 Pu =	0,100 CV
" " épanouissement " " " =	0,00393 Pu =	0,655 CV
" " frottement dans le prolongement.....	= 0,00020 Pu =	0,034 CV
" dans le filtre du collecteur.....	= 0,00330 Pu =	0,550 CV
" par frottement (ailettes et cylindre).....	= 0,00254 Pu =	0,400 CV
" " force vive à la sortie.....	= 0,03700 Pu =	6,150 CV

TOTAL DES PERTES... = 0,1660 Pu = 27,596 CV

Rendement de la Soufflerie

Le coefficient d'utilisation de la buse actuelle serait donc

$$\epsilon_b = \frac{1}{0,166} = \frac{166}{27,6} = 6$$

Un calcul analogue pour la soufflerie non modifiée (installation de 1914) donne une puissance de 54,60 CV pour l'ensemble des pertes avec $V = 40$ m./sec. Le coefficient d'utilisation de la buse était donc environ 3.

Le gain obtenu sur le coefficient d'utilisation total est donc imputable aux modifications de la buse et non pas à une amélioration de rendement de l'hélice-ventilateur.

Les modifications exécutées paraissent donc pleinement justifiées et par ailleurs le fonctionnement mécanique dans l'état actuel m'a donné entière satisfaction.

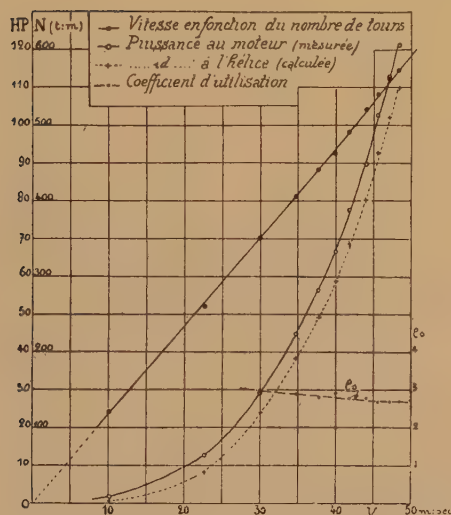


Fig. 14

2° Les APPAREILS de MESURE dans la SOUFFLERIE

a) Mesure de la vitesse du courant d'air.

La vitesse moyenne dans la zone d'utilisation peut être calculée d'après les résultats de l'exploration au tube de Pitot étalon. Cette vitesse moyenne est reliée aux indications correspondantes de la dépression au droit d'un orifice de pression statique percé dans la paroi du tunnel à 3 m. 00 environ en avant de la section d'utilisation.

Dans ces conditions, on a trouvé que la vitesse moyenne était liée à cette valeur de la pression statique H_s par une relation telle que

$$H_s = K \frac{\rho}{2g} V_m^2$$

dans laquelle : $K = 0,985$ dans le cas du tunnel fermé
et $K = 1,010$ dans le cas du tunnel ouvert.

La pression statique H_s est lue sur un micromanomètre à tube incliné dont la cuve est reliée à un orifice débouchant à l'extérieur de la chambre étanche.

Quand il s'agit d'étalonnages d'appareils spéciaux (anémomètres; etc.) on utilise les indications du Pitot étalon placé aux lieux et places de l'instrument à étalonner.

b) Mesure de la direction moyenne du courant d'air.

Des observations faites au pneumomètre ont montré que la direction du courant d'air en un point donné est assez stable dans le cas du tunnel fermé. En tunnel ouvert, au contraire, la direction en un point donné paraît beaucoup moins stable.

Toutefois, dans l'un et l'autre cas, la direction moyenne du courant d'air dans la zone d'utilisation (déterminée par la comparaison des coefficients unitaires d'une aile placée d'abord normalement (intrados en dessous) puis retournée (intrados en dessus) est bien définie. On a trouvé ainsi, que le courant d'air avait une direction moyenne ascendante de $0^{\circ}5$.

Diverses tentatives ont été faites pour rendre le courant horizontal. Elles ont été infructueuses. Dans ces conditions, j'ai décidé de conserver cet état de choses, sous réserve d'en tenir compte dans le calcul des coefficients unitaires des modèles (correction nulle pour C_z , correction de $0,0087 C_z$ à ajouter aux C_x , correction de $+ 0^{\circ}5$ à apporter aux angles d'incidence déterminés par rapport à l'horizontale).

Mesure des composantes de la réaction de l'air et du moment de cette réaction par rapport à un axe.

Balance aérodynamique. La balance aérodynamique utilisée pour les expérimentations courantes permet la mesure *simultanée* et en *grandeur* des composantes horizontale et verticale de l'action de l'air.

Elle permet en outre la mesure du moment de la résultante par rapport à un axe transversal perpendiculaire au courant d'air.

Cette balance convient donc, pour la détermination complète des réactions aérodynamiques (en grandeur, direction et position) pour le cas où l'écoulement aérodynamique admet un plan de symétrie vertical.

Voici la description succincte de cette balance, représentée *fig. 15* et *16*.

Description de la balance aérodynamique (état actuel). — La balance dans son état actuel (considéré comme définitif) comporte essentiellement :

1° Un système multifilaire pour la suspension du modèle dans la zone médiane de la veine fluide. Ce système comprend en principe :

a) Quatre fils avant-inférieurs disposés en W renversé et fixés, d'une part, au modèle, et d'autre part, à une cornière transversale solidaire de la traverse supérieure du parallélogramme de traînée (fils n^{os} 1, 2, 3 et 4).

b) Deux fils avant supérieurs, disposés verticalement au droit des deux points d'attache sur le modèle (fils n^{os} 5 et 6). Ils sont fixés à la partie supérieure à l'extrémité arrière de deux balanciers horizontaux K l m, K' l' m'. Ces balanciers sont montés en l et l' sur roulements à billes et portent à leurs extrémités avant les contrepoids réglables m et m' . Ces contrepoids servent à donner la tension initiale au système des fils de suspension avant.

c) Deux fils arrières-inférieurs disposés en V renversé (fils n^{os} 7 et 8). Ces fils sont fixés, d'une part, sur un cadre ($c d e f$) pouvant tourner autour de l'axe $a b$ et, d'autre part, sur le modèle.

d) Un fil arrière supérieur (n^o 9) fixé au modèle au droit du point d'attache des fils arrières inférieurs et passant sur une poulie à bille p pour supporter le contrepoids r qui donne la tension initiale au système des fils de suspension arrière.

Ce fil n^o 9 est incliné vers l'arrière d'un certain angle, de manière à donner une composante horizontale de tension initiale pour les fils servant à la transmission de la traînée et dont il est parlé ci-après.

L'ensemble des fils n° 1 à n° 9 constitue le système de *suspension* du modèle. Il remplace l'ancienne tige-support qui venait se fixer sur la traverse supérieure du parallélogramme de trainée.

e) Quatre fils n°s 10, 11, 12 et 13, orientés diversement, servent spécialement à la mesure de la composante horizontale des actions de l'air.

Les fils n°s 10 et 11 sont dans le plan horizontal qui passe par les points d'attache avant. Ils sont fixés à ces points *i* et *j* et ils se réunissent en *o* aux fils n°s 12 et 13. Le fil n° 12 est incliné à 45°, il aboutit à une attache fixe sur la paroi supérieure du tunnel. Le fil n° 13 est vertical et il aboutit en *t* à l'extrémité du fléau G K.

2° Un parallélogramme articulé, à bras verticaux, E F G H, mobile autour des axes d'articulation G et H; ce parallélogramme permet des déplacements horizontaux de la traverse supérieure E F. Celle-ci porte une cornière transversale *a b* supportant elle-même l'axe de rotation du cadre rigide *c d e f*. Celui-ci est maintenu en position par un cliquet qui s'engage dans la denture d'un secteur gradué *g h*. Ce secteur est lui-même fixé sur la traverse E F et son centre est sur l'axe *a b*.

Un fléau G K, solidaire du bras vertical F G N, porte en *t* le point d'attache du fil vertical n° 13 et un plateau dans lequel on met les poids qui équilibrent les composantes horizontales des actions de l'air sur le modèle et sur les fils de suspension. A l'opposé K se trouve un fléau H P P' portant un contrepoids réglable P pour l'équilibrage initial du parallélogramme vertical.

Les bras verticaux E H et F G sont prolongés en dessous des axes G et H pour recevoir en M et N des contrepoids réglables en grandeur et position. A l'aide de ces contrepoids on règle la sensibilité du parallélogramme vertical.

Une aiguille, fixée en K, se déplace devant un secteur gradué porté par un support fixe solidaire du bâti de la balance. Ce même support est disposé pour faire en K une butée réglable servant à la limitation des oscillations ou à l'immobilisation du parallélogramme vertical.

3° Un parallélogramme articulé à bras horizontaux A B C D, mobile autour des axes fixes A et D. Ce parallélogramme supporte les axes G et H du parallélogramme vertical au moyen du croisillon rigide B C G H; il permet des déplacements verticaux de tout l'ensemble précédemment décrit y compris les fils de suspension et le modèle en essai.

Ces déplacements verticaux se produisent sous l'action des composantes verticales des actions de l'air. On les équilibre au moyen de poids marqués placés dans un plateau I fixé à la traverse supérieure E F. En mettant ce plateau I solidaire du parallélogramme vertical, les poids placés dans ce plateau maintiennent constante la sensibilité du parallélogramme vertical.

Les bras horizontaux A B et D C sont prolongés au-delà des axes A et D pour recevoir en C et D' l'action des contrepoids L et V servant à l'équilibrage initial. L'action du contrepoids réglable L est amplifiée par le levier S D' L mobile autour de l'axe fixe S. A l'extrémité de ce même levier se trouve une aiguille indicatrice qui se déplace devant un secteur gradué fixé à la console-support des axes fixes A et D. Une butée réglable est également prévue en ce point.

4° Un chariot-support, composé d'une console verticale portant les axes fixes A et D du parallélogramme horizontal, et d'un bati horizontal reposant, par des galets de roulement ou par des vérins à vis, sur deux rails transversaux scellés dans la maçonnerie qui supporte par ailleurs le tunnel.

Des points d'appui ont été prévus en V et U pour recevoir des cuvettes dynamométriques pour l'enregistrement des composantes des actions de l'air.

Enfin, dans certains cas, des dashpots réglables ont été prévus en *u* et *v* pour l'amortissement des oscillations. Pour les essais courants, cet amortissement n'est pas nécessaire.

5° Changement d'incidence : en faisant tourner le cadre (*c d e f*) autour de l'axe *a b* on produit la rotation du modèle autour de l'horizontale *i j* qui passe par les points de fixation avant. Les proportions et réglages adoptés sont tels que le cadre mobile et une ligne de référence du modèle restent parallèles dans toutes les positions. L'angle d'incidence est lu en grandeur sur la graduation du secteur denté *g h*. Le déplacement angulaire correspondant à une dent du secteur est égal à 1/2 degré.

L'incidence du modèle peut donc être changée et repérée sans difficultés pendant que le courant d'air agit sur le modèle. On gagne ainsi un temps considérable dans l'exécution des essais.

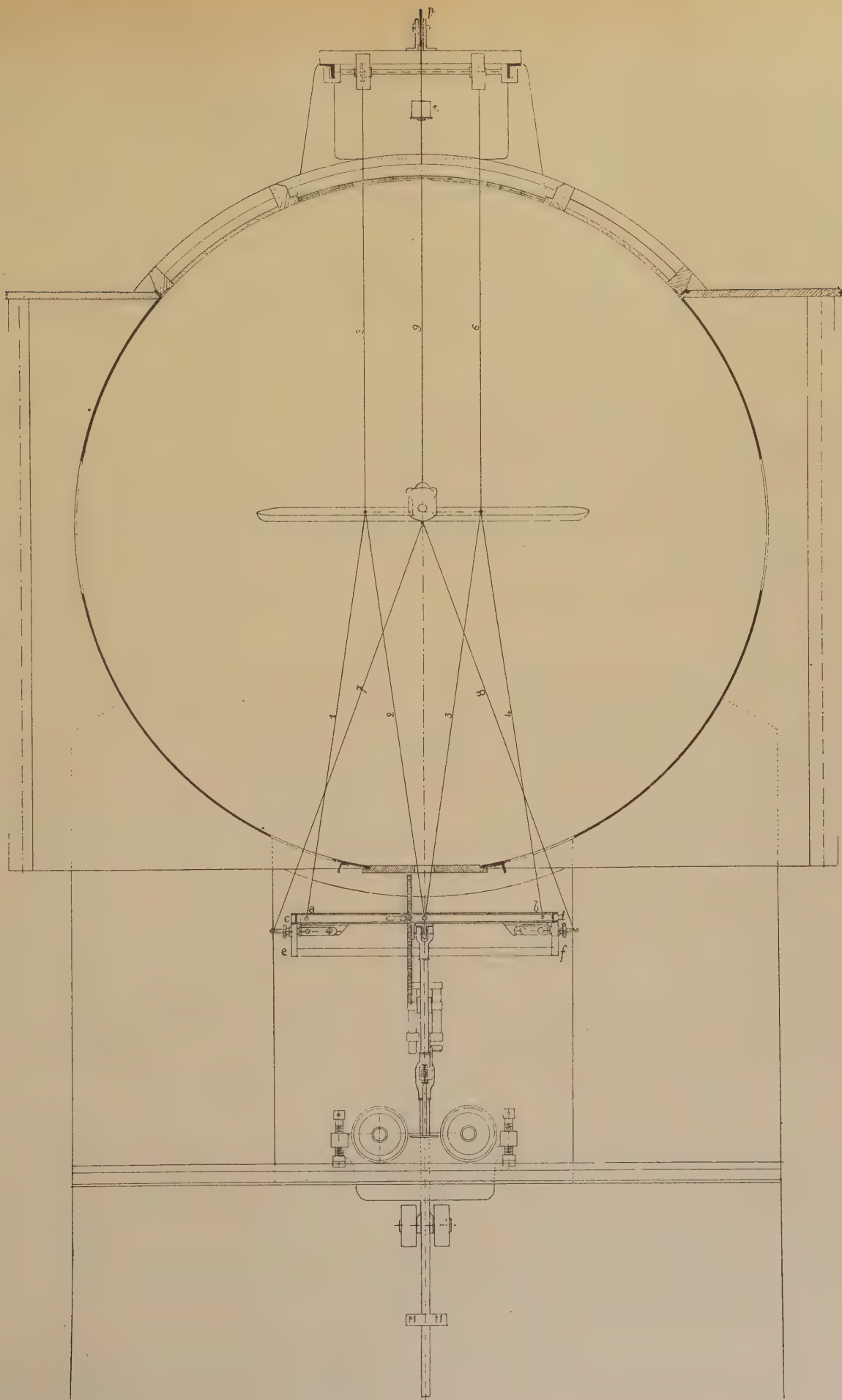


Fig. 15

6° Particularités de construction : les fils de suspension du modèle et de transmission des efforts sont en corde à piano de 0,5 mm. de diamètre. Ces fils sont nickelés extérieurement afin d'éviter la rouille. Les raccords avec les points d'attache extérieurs à la veine fluide comportent, en général, des tendeurs de réglage à vis.

Les bras du parallélogramme vertical sont en tube d'acier. Les autres bras de levier sont en acier profilé et usiné. Toutes les articulations sont à *roulements à billes* montés dans des chappes en bronze ⁽¹⁾.

Le chariot-support avec la console est en fonte.

La balance peut être déplacée en roulant sur les rails transversaux. En position normale elle repose sur les vérins à vis, réglés de manière à rendre le plan de symétrie bien vertical et parallèle à la direction du courant d'air.

Tarage statique de la balance. — Le système multifilaire étant soigneusement réglé, de manière à réaliser les orientations prévues, on a disposé, à l'arrière du modèle en essai, une poulie, telle qu'un fil horizontal puisse être établi entre cette poulie et l'arrière du modèle. Sur le brin vertical de ce fil on pouvait appliquer au moyen de poids marqués des forces connues T_v . La poulie est montée soigneusement sur pivots de manière qu'on puisse négliger l'erreur due au frottement correspondant.

T_v représente une composante horizontale ou traînée vraie appliquée à la balance.

D'autre part, le modèle fut chargé initialement avec des poids marqués représentant au total 8.000 grammes.

Dans ces conditions, la balance fut réglée au zéro, tant pour la traînée que pour la poussée.

En supprimant tout ou partie des poids marqués placés sur le modèle, on produisait un effort vertical connu P_v correspondant à la composante verticale des actions de l'air.

On rétablissait l'équilibre de la balance au moyen de poids marqués $P(lu)$ et $T(lu)$ placés respectivement dans les plateaux I et K.

Les résultats de ce tarage ont été les suivants :

1° Les poids marqués $P(lu)$ placés en I sont exactement égaux à la composante verticale appliquée au modèle ;

2° Indépendamment de toute composante verticale appliquée au modèle, les poids marqués $T(lu)$ placés en K sont inférieurs de 1, 2 ou 3 % à la composante horizontale T_v appliquée au modèle.

Le coefficient de correction

$$\left(\frac{T_v}{T(lu)} \right)$$

ne dépend que de la tension initiale des fils de suspension et du recul élastique provoqué dans le système multifilaire par l'application de la composante horizontale T_v . Pour une tension initiale donnée, ce recul est proportionnel à T_v et le coefficient de correction

$$\left(\frac{T_v}{T(lu)} \right)$$

est constant.

L'application d'une composante verticale P_v ne change pas le coefficient de correction déterminé avec $P_v = 0$.

Dans la pratique des essais, ce tarage statique est répété fréquemment pour tenir compte des déformations permanentes éventuelles par allongement des boucles d'attache des fils et aussi lorsqu'on change les tensions initiales du système multifilaire.

(1) La disposition des parallélogrammes articulés a été adoptée d'après un croquis qui me fut proposé en 1918 par M. Dżręwicki. Une disposition analogue avait déjà été réalisée par le capitaine Crocco (Rendiconti delle esperienze e degli studi... n° 3, mai-juin 1912). L'étude de construction de cette disposition a été faite sous ma direction en 1918-19 au service des essais du S. T. Ae. Le système multifilaire et le dispositif de changement d'incidence et de mesure des moments ont été adaptés plus récemment à la balance primitive.

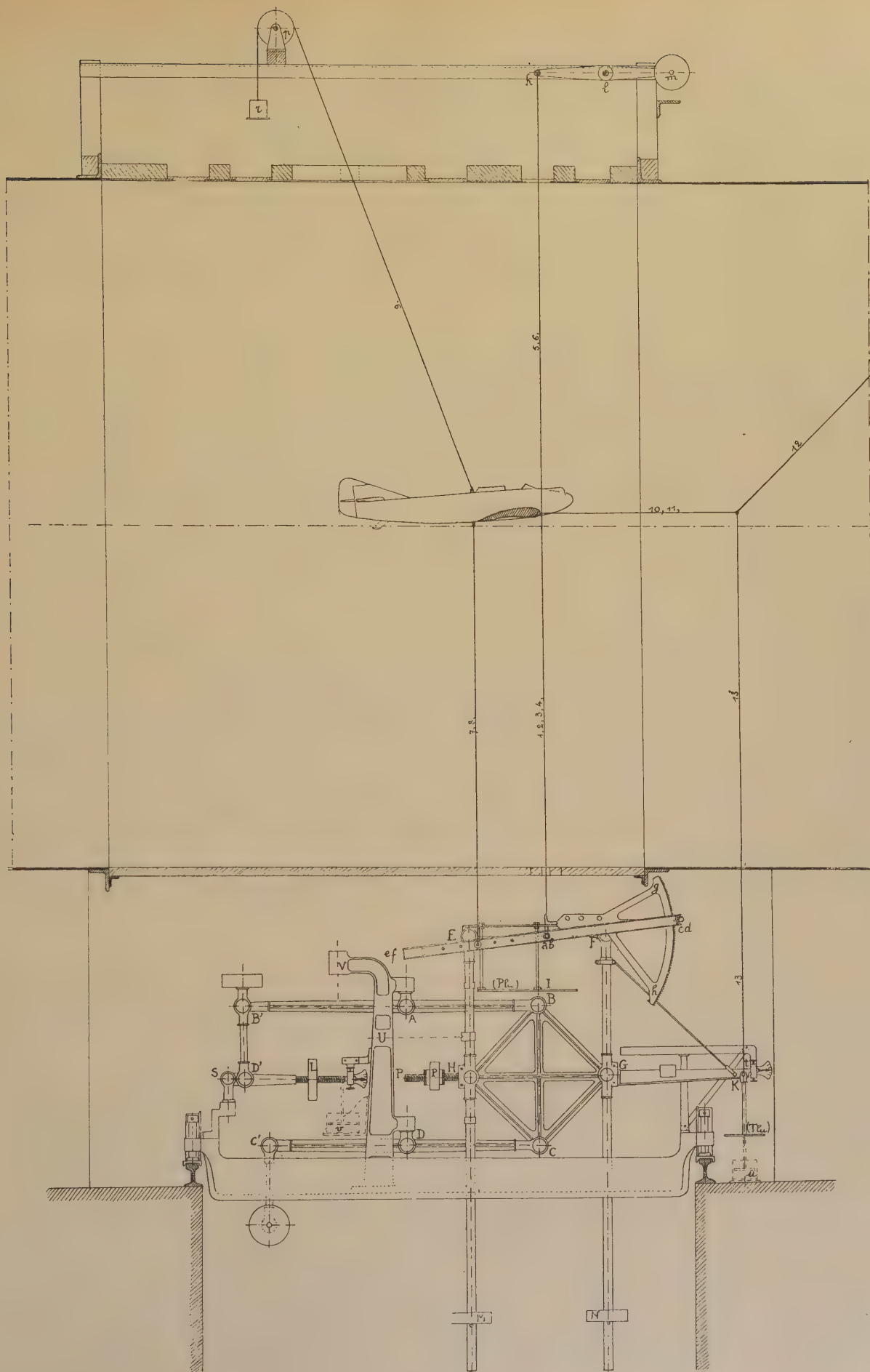


Fig. 16

Enfin les conditions de l'équilibrage initial du système varient légèrement avec la position du cadre mobile, c'est-à-dire avec l'angle d'incidence (influence du poids du modèle). Quand les mesures sont faites sans interruption du courant d'air pour diverses incidences, on mesure, après l'essai, les conditions initiales de l'équilibre pour chacune des incidences expérimentées et on corrige de quantités correspondantes les poids $P(lu)$ ou $T(lu)$ relevés au cours de l'essai.

Sensibilité. — En réglage normal la sensibilité absolue au plateau K servant à la mesure des composantes horizontales est de ± 2 grammes. Dans les mêmes conditions, la sensibilité absolue au plateau I servant à la mesure des composantes verticales est de ± 10 grammes.

Ces sensibilités absolues correspondent à des sensibilités relatives excellentes pour les essais courants de modèles d'ailes ou d'avions.

Tarage de la résistance aérodynamique des fils de suspension et de transmission. — La longueur totale des fils de suspension du modèle est relativement grande (environ 9 m. 50 pour le système normal décrit précédemment). Malgré que leur diamètre soit seulement de 0,5 mm. ces fils ont donc une résistance aérodynamique importante que l'on détermine par un tarage spécial. Pour ce tarage le modèle est supprimé et remplacé par une petite pièce métallique en forme de T reliant les points d'attache avant et le point d'attache arrière. On fait agir le courant d'air sur l'ensemble des fils et on mesure dans les plateaux I et K les valeurs $P(lu)$ et $T(lu)$ représentant les composantes verticale et horizontale de l'action aérodynamique sur les fils et sur le Té.

La composante horizontale $T(lu)$ est multipliée par le coefficient de tarage statique $\left(\frac{T_v}{T(lu)}\right)$. On en retranche la résistance propre du Té et on obtient ainsi la traînée vraie (t_0) due à l'ensemble des fils.

La composante verticale $P(lu)$ ne subit pas de correction, d'après ce que nous avons vu précédemment pour le tarage statique. Le Té de réunion étant orienté parallèlement au courant d'air ne donne aucune composante verticale propre. La composante verticale $P(lu) = p_0$ est d'ailleurs plutôt une correction qu'une composante réelle. Elle est due à ce qu'une partie de la traînée des fils est transmise directement au parallélogramme de traînée sans passer par le fil vertical n° 13.

L'ordre de grandeur de ces corrections t_0 et p_0 est de 0,270 gr./m./sec. pour la traînée t_0 et — 0,100 gr./m./sec. pour la poussée p_0 .

Nous avons observé dès les premiers essais que ces corrections variaient quelque peu avec l'état de la surface extérieure des fils. C'est pour éviter l'oxydation de cette surface que j'ai décidé d'utiliser des fils nickelés.

D'ailleurs, dans la pratique, ces tarages sont effectués fréquemment pour tenir compte de tout changement dans l'état de cette surface ou de toute modification de détail apportée au système multifilaire ou aux pièces de fixation des modèles.

Mesure des composantes horizontale et verticale des réactions de l'air. — L'ensemble des dispositions décrites précédemment et les corrections des tarages statique et aérodynamique permettent la mesure des composantes horizontale et verticale des réactions de l'air sur un modèle ayant un plan de symétrie vertical.

Cette mesure se fait **simultanément** pour les deux composantes. A cet effet, un expérimentateur réalise l'équilibre des composantes horizontales et un autre expérimentateur réalise l'équilibre des composantes verticales. Chacun d'eux agit sur un bouton de sonnerie électrique aux instants où l'équilibre est réalisé. Mais la sonnerie n'est actionnée que si les deux boutons de sonnerie sont pressés **simultanément**.

Un troisième expérimentateur peut noter, à cet instant précis de l'équilibre simultané, la vitesse correspondante sur le micromanomètre relié à l'orifice de pression statique.

J'estime que cette disposition est très bonne pour la précision des mesures. L'inconvénient de nécessiter la présence de trois opérateurs n'est pas très grave, parce qu'en général le temps nécessaire pour les mesures effectives est bien inférieur aux temps de préparation de l'expérimentation. D'ailleurs on peut procéder à des mesures séparées de chacune des deux composantes en bloquant successivement les parallélogrammes correspondants.

Dans ce cas même on pourrait réduire à un le nombre d'expérimentateur en disposant

convenablement le micromanomètre pour la lecture de la vitesse. En général, dans tous nos essais, nous préférons opérer avec trois expérimentateurs.

Toutes les fois que l'écoulement aérodynamique autour du modèle est régulier, comme cela se produit aux angles d'utilisation pour les ailes sustentatrices, on n'a aucune difficulté à réaliser ces équilibres simultanés. Pour les écoulements irréguliers ou instables les opérations sont évidemment plus délicates. On peut les faciliter en amortissant les oscillations à l'aide des dashpots prévus à cet effet.

Remarque. — Les composantes parallèles et perpendiculaires au courant d'air sont déterminées d'après les composantes horizontales et verticales en faisant les corrections pour tenir compte de l'ascendance du courant d'air.

Mesure du moment de la résultante aérodynamique par rapport à un axe transversal horizontal. On utilise pour cette mesure le cadre mobile (*c d e f*). Pour cela, le cliquet d'arrêt de ce cadre est libéré d'avec la denture du secteur d'incidence.

Le cadre (*c d e f*) devient alors une balance à fléau inclinable. A l'aide de poids ou de tares placés dans des plateaux fixés sur le cadre on réalise l'équilibrage statique du système pour une incidence déterminée. (En principe, on choisit les mêmes valeurs de l'incidence pour lesquelles on a déterminé précédemment les grandeurs des composantes).

Le courant d'air étant alors amené à la vitesse convenable l'équilibre du cadre est rompu par suite de la composante aérodynamique transmise par les fils arrière. On rétablit cet équilibre à l'aide de poids marqués dans les plateaux correspondants.

Tarage statique. — En appliquant une force verticale connue sur les fils arrière et en rétablissant l'équilibre avec des poids marqués dans les plateaux du cadre-balance on détermine le coefficient de tarage statique applicable aux mesures précédentes. On vérifie d'ailleurs que ce coefficient de tarage statique est égal au rapport des bras de leviers des fils arrière et des plateaux. L'inclinaison du cadre-balance intervient suivant les règles normales.

Tarage des moments aérodynamiques dus aux fils. — L'ensemble des traînées dues aux fils arrière a un point d'application qui dépend de l'inclinaison du cadre-balance. Il en résulte que cette traînée des fils arrière exerce un certain couple par rapport à la ligne des points d'attache avant.

On détermine par une expérience directe cette correction due aux moments des fils arrière. Cette correction est d'ailleurs très faible par rapport aux moments mesurés sur les modèles usuels.

Enfin si la ligne des points d'attache avant n'est pas située exactement au bord d'attaque de l'aile ou sur la ligne de référence généralement adoptée, les moments obtenus sont corrigés pour tenir compte de cet écart.

3^e JUSTIFICATION des DISPOSITIONS ADOPTÉES POUR la BALANCE AÉRODYNAMIQUE

La balance primitive ne comportait pas une suspension des modèles par fils. Elle était munie d'une tige verticale qui pénétrait dans le tunnel au-dessus de la traverse supérieure du parallélogramme de traînée. Cette tige supportait le modèle par l'intermédiaire de petites biellettes fuselées munies de chapes de fixation. Ces chapes se fixent sur le dessous du modèle, c'est-à-dire sous l'intrados dans le cas des ailes sustentatrices.

Ce n'est qu'à la suite d'une longue et méthodique expérimentation que j'ai décidé de supprimer complètement ce mode de support en raison des interactions qui subsistaient pour certains modèles, du fait de la présence de ce support d'intrados.

Par ailleurs la détermination de la position de la résultante des actions de l'air se faisait alors par la méthode dite de la « girouette ». Cette méthode nécessitait un dispositif particulier différent de celui utilisé pour la mesure des composantes. D'autre part, la vitesse du courant d'air dans ces mesures était généralement plus faible que celle réalisée pour les mesures à la balance. Cette réduction de vitesse était imposée par la précarité du mode de fixation de l'aile.

Enfin la précision des mesures laissait parfois à désirer du fait des frottements de l'axe de rotation du modèle.

Dans ces conditions j'ai été amené à utiliser le cadre d'incidence comme cadre balance pour la mesure des moments. Cette disposition supprimait tous les inconvénients inhérents à la méthode de la girouette. De plus, la mesure du moment unitaire conduit à une représentation graphique fort simple qui remplace avantageusement les courbes assez complexes des déplacements du centre de poussée.

Enfin, les résultats obtenus avec la balance aérodynamique ainsi modifiée et suivant la méthode d'expérimentation décrite précédemment se sont trouvés en parfait accord avec les résultats obtenus dans d'autres Laboratoires et particulièrement avec le Laboratoire de Göttingen qui opère aussi avec une balance à fils.

Comparaison des résultats avec ceux obtenus dans d'autres Laboratoires.

Le *Bulletin Technique* n° 12 (mars 1923) du S. T. Aé. a donné les comparaisons des résultats obtenus pour cinq ailes différentes essayées à la soufflerie de l'Institut Aérotechnique et à celle du Laboratoire Eiffel. Les modèles expérimentés étaient exactement les mêmes. La concordance des courbes unitaires C_z est bonne, sauf aux grandes sustentations, pour des ailes relativement épaisses.

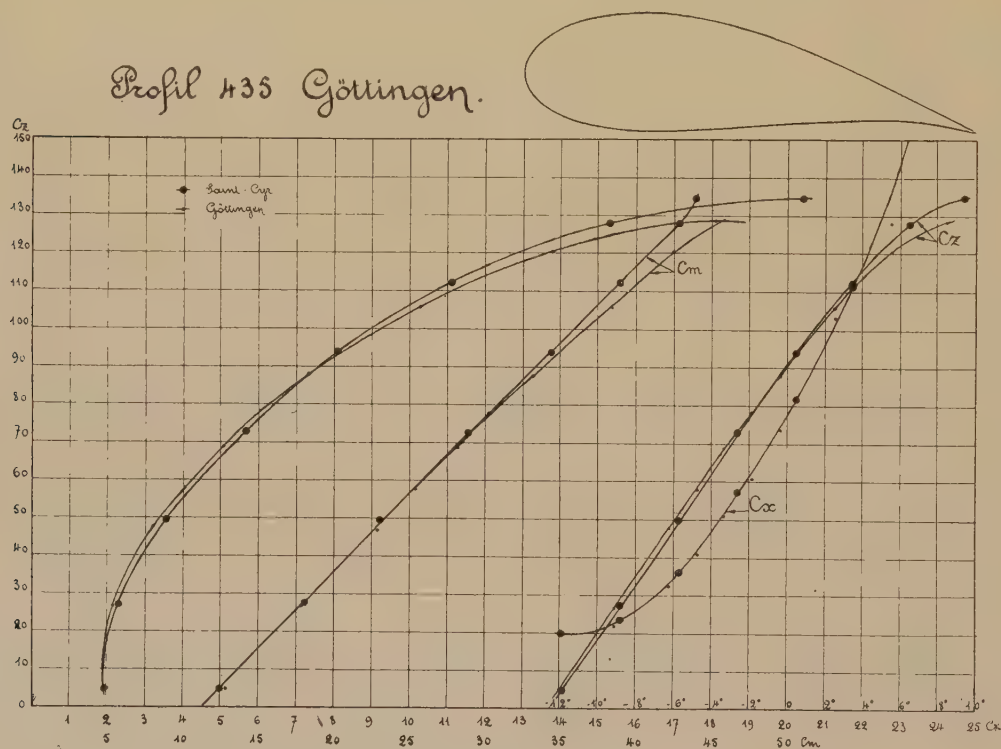


Fig. 17

L'accord entre les courbes unitaires C_x est moins bon en général. Cependant les différences ne sont pas très importantes. Il y a lieu de remarquer, d'ailleurs, que les modes de fixation des modèles sont différents, et que sur certains profils les interactions dues à ces modes de fixation peuvent être quelque peu différentes.

Pour compléter cette comparaison j'ai exécuté, récemment, une nouvelle série d'essais sur les modèles S. C. 56 et S. C. 59 qui sont la reproduction aussi exacte que possible des ailes n° 430 et n° 435 de Göttingen (dimensions : $1.000 \times 0,200$; vitesse d'essai, 30 m./sec.). Toutes les corrections habituelles ont été appliquées aux résultats obtenus. Les Tableaux numériques ci-contre donnent ces résultats qui sont représentés sur les fig. 17 et 18.

AILE 430 GÖTTINGEN (<i>Essais Saint-Cyr</i>)									
i degrés	— 7,7	— 4,6	— 1,5	1,55	4,6	7,6	10,6	14,15	16,65
100 C_z	0,07	21,72	43,9	67,04	88,94	108,64	123,54	134,94	133,24
100 C_x	1,474	1,654	2,623	4,378	6,84	9,515	12,975	17,759	27,573
100 C_m	13,15	18,35	23,2	29,3	34,7	39,1	42,1	44,2	45,65

AILE 435 GÖTTINGEN (<i>Essais Saint-Cyr</i>)									
i degrés	— 11,9	— 8,8	— 5,7	— 2,6	0,5	3,45	6,45	9,4	
100 C_z	4,47	26,99	49,44	72,64	93,64	112,04	127,74	134,74	
100 C_x	1,954	2,328	3,584	5,693	8,139	11,165	15,315	20,462	
100 C_m	12,53	18,1	23,13	28,97	34,52	39,05	42,90	43,91	

On voit que les courbes unitaires C_z sont très voisines et sensiblement parallèles pour les portances usuelles. Elles se recoupent pour des portances moyennement élevées et divergent

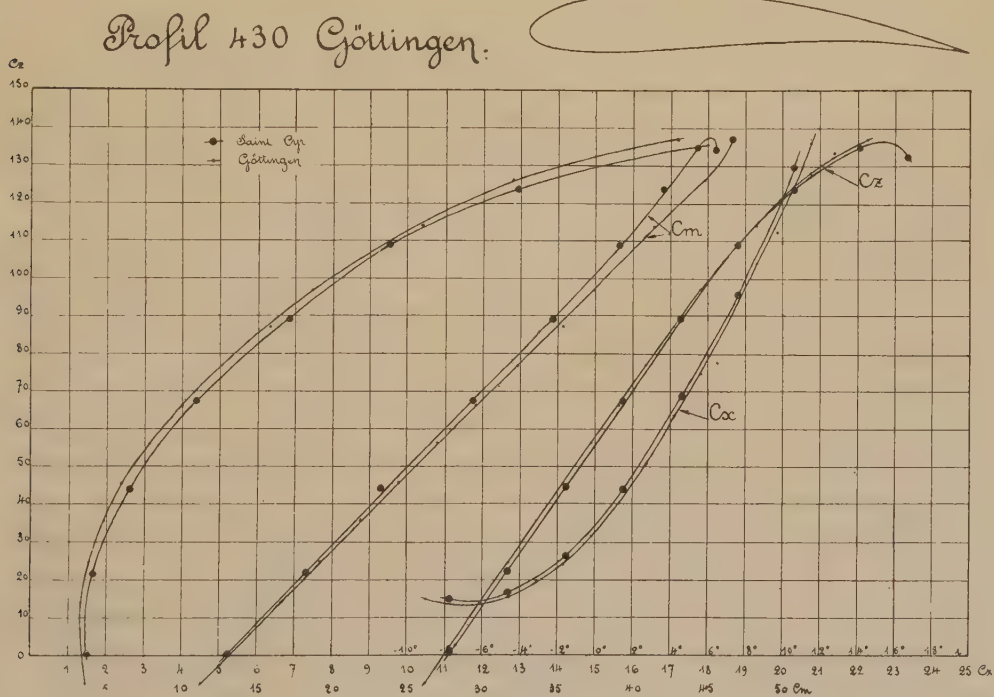


Fig. 18

légèrement au-delà. Le sens de divergence est d'ailleurs inverse pour une aile et pour l'autre. Le modèle du profil 435 expérimenté à Saint-Cyr semble maintenir plus longtemps l'écoulement sustentateur normal sans décollements. Ceci peut tenir à une légère différence de similitude géométrique entre les modèles essayés dans les deux Laboratoires.

Pour ce même profil n° 435 les courbes unitaires C_x sont confondues. Celles relatives au profil n° 430 sont légèrement différentes mais sensiblement parallèles.

Dans l'ensemble les polaires montrent un très bon accord entre les résultats obtenus à Saint-Cyr et à Göttingen.

Des remarques analogues peuvent être faites en ce qui concerne les courbes unitaires C_m .

Il y a lieu de remarquer que cet accord constitue une vérification des corrections indiquées par Prandtl pour tenir compte de la limitation de la veine fluide. D'ailleurs, d'autres essais ont été effectués en tunnel ouvert et en tunnel fermé pour confirmer cette vérification.

Pour compléter cet exposé des méthodes expérimentales que j'ai indiquées précédemment, je donne dans le tableau ci-contre le détail des calculs et corrections effectués à partir des mesures expérimentales pour l'obtention des coefficients unitaires :

Ce tableau contient :

1° Les mesures expérimentales relatives aux coefficients unitaires C_z et C_x .

H_s , est la pression statique de la veine fluide, exprimée en mm. d'alcool, et lue au micro-manomètre à l'instant précis où l'équilibre simultané est réalisé pour les composantes horizontale et verticale des réactions de l'air.

I (I_u), est l'incidence mesurée par rapport à l'horizontale.

T_v et P_v sont la traînée et la poussée totales mesurées en grammes compte tenu du coefficient de tarage statique.

V^2 , est le carré de la vitesse, calculé d'après H_s par la formule qui tient compte de la répartition des vitesses dans la section d'utilisation.

t_0 et p_0 sont les corrections de traînée et de poussée dues aux actions aérodynamiques sur les fils.

On calcule immédiatement pour chaque modèle, les corrections :

$$\frac{16 p_0}{S V^2} \text{ et } \frac{16 t_0}{S V^2}$$

2° Le calcul de C_z , qui ne comporte d'autres corrections que celle due aux fils (p_0).

3° Le calcul de C_x , qui comporte les corrections suivantes :

La correction de traînée de fils t_0 .

La correction d'ascendance de courant d'air ($\Delta C_x = 0,007 C_z$).

La correction pour veine illimitée ($\Delta' C_x = 0,008 C_z^2$), pour ce modèle particulier ($1,00 \times 0,200$).

4° Le calcul de l'incidence vraie, qui comporte la correction d'ascendance et la correction de veine illimitée.

5° Les mesures expérimentales relatives au coefficient unitaire de moment par rapport au bord d'attaque (C_m).

Ce sont : la pression statique H_s , et les valeurs de P_m qui ramènent l'équilibre du cadre balance.

6° Le calcul de C_m , qui comporte tout d'abord la correction due aux moments de fils (p'_0).

La valeur inscrite dans la rangée Kn correspond à la projection sur l'horizontale du bras de levier de P_m .

C'_m est alors le moment unitaire par rapport aux points de fixation du modèle à l'avant.

La rangée suivante donne la correction à apporter à C'_m pour calculer le coefficient C_m par rapport au bord d'attaque.

Le tableau de ces calculs est relatif aux essais du modèle S. C. 59 (profil n° 435) dont il vient d'être parlé.

Étude expérimentale du degré de turbulence du courant d'air.

En 1914, M. Prandtl, interprétant les résultats de diverses expériences sur la résistance des sphères (1) a montré que le degré de turbulence du courant d'air produit par une soufflerie

C. WIESELSBERGER, « Der Luftwiderstand von Kugeln ». (Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt n° 9, 16 mai 1914, page 140.

CALCUL DES COEFFICIENTS C_x , C_z , C_m									
MESURES EXPÉRIMENTALES	Hs.....	68	68,75	66,8	65,75	64,65	63,9	63,25	63,2
	i_{lu}	—12,3	—9,3	—6,3	—3,35	—0,35	2,55	5,45	8,4
	Tv.....	510	525	630	807	1.027	1.305	1.690	2.240
	Pv.....	450	3.080	5.630	8.105	10.350	12.300	13.890	14.630
	V ²	940	936	923	902	892	883	875	874
CALCUL DE C_z	$\frac{16 Pv}{S V^2}$	0,03832	0,2635	0,488	0,72	0,93	1,114	1,271	1,341
	$\frac{16 (Pv - p_0)}{S V^2} = Cz$	0,04472	0,2699	0,4944	0,7264	0,9364	1,1204	1,2774	1,3474
CALCUL DE C_x	$\frac{16 Tv}{S V^2}$	0,0434	0,0449	0,0546	0,0716	0,0921	0,1183	0,1545	0,205
	$\frac{16 (Tv - t_0)}{S V^2}$	0,01922	0,0208	0,0304	0,04755	0,06765	0,0936	0,131	0,1805
	$\Delta C_x = 0,007 Cz$..	0,00031	0,00189	0,00346	0,0051	0,00663	0,00785	0,00895	0,00942
	$\Delta' C_x = 0,0081 Cz^2$..	0,00001	0,00059	0,00198	0,00428	0,00711	0,0102	0,0132	0,0147
	C_x	0,01954	0,02328	0,03584	0,05693	0,08139	0,11165	0,15315	0,20462
CALCUL DE i	Δi	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4
	$\Delta' i$	0	0,1	0,2	0,34	0,43	0,5	0,6	0,6
	i	—11,9	—8,8	—5,7	—2,6	0,5	3,45	6,45	9,4
MESURES expérimentales	Hs.....	70,5	68	69,8	68,5	67,2	65,2	65,5	66,2
	Pm.....	970	1.430	1.970	2.490	2.900	3.240	3.640	3.850
	V ²	975	940	965	946	929	901	905	915
CALCUL DE C_m	$\frac{Pm}{V^2}$	0,995	1,52	2,04	2,63	3,12	3,595	4,02	4,205
	$\frac{Pm - p'_0}{V^2}$	0,998	1,52	2,005	2,565	3,11	3,582	4,004	4,185
	$\frac{(Pm - p'_0) 16}{V^2 \times S \times l}$	0,03992	0,0608	0,0802	0,1026	0,1244	0,14328	0,16016	0,1674
	Kn	0,3196	0,3199	0,319	0,3173	0,3148	0,3115	0,3075	0,3024
	$C'm$	0,1275	0,1945	0,256	0,326	0,392	0,4465	0,4925	0,5065
	$\frac{Cz \times \delta}{l}$	0,0022	0,0135	0,0247	0,0363	0,0468	0,056	0,0635	0,06737
	C_m	0,1253	0,181	0,2313	0,2897	0,3452	0,3905	0,429	0,43913

$$V^2 = \sqrt{13,82 Hs \times \frac{d}{d_{th}}}. Tv = Tlu \times 1,02 \text{ à } 1,03 \text{ (tarage statique)} \frac{16 p_0}{S V^2} = -0,0064 \frac{16 t_0}{S V^2} = 0,02373.$$

$$\Delta C_x = 0,007 Cz \text{ (ascendance)}. \quad \Delta' C_x = 0,0081 Cz^2 \text{ (correction de parois)}.$$

$$\Delta i = 0,4 \text{ (ascendance)} \quad \Delta' i = 0,464 Cz.$$

aérodynamique avait une influence notable, sur l'évolution du coefficient unitaire avec le produit caractéristique $V \times D$; (D , diamètre de la sphère) ou plus généralement avec le nombre de Reynolds.

On sait que cette évolution est telle que dans une soufflerie donnée le coefficient unitaire de résistance de la sphère diminue rapidement et parfois brusquement quand on atteint une valeur particulière du produit VD . Si le courant d'air artificiel utilisé est rendu plus turbulent par l'interposition de grillages ou d'obstacles analogues on observe que la diminution rapide du coefficient unitaire apparaît pour des valeurs de plus en plus faibles de $V \times D$ à mesure que la turbulence augmente. Prandtl a proposé de comparer le degré de turbulence des courants d'air utilisés dans les Laboratoires aérodynamiques en prenant la valeur du produit $V \times D$ pour laquelle le coefficient unitaire prend une certaine valeur intermédiaire entre les valeurs extrêmes (0,18 par exemple).

Comparaison de divers résultats relatifs à la résistance des SPHÈRES
Influence du degré de turbulence des souffleries

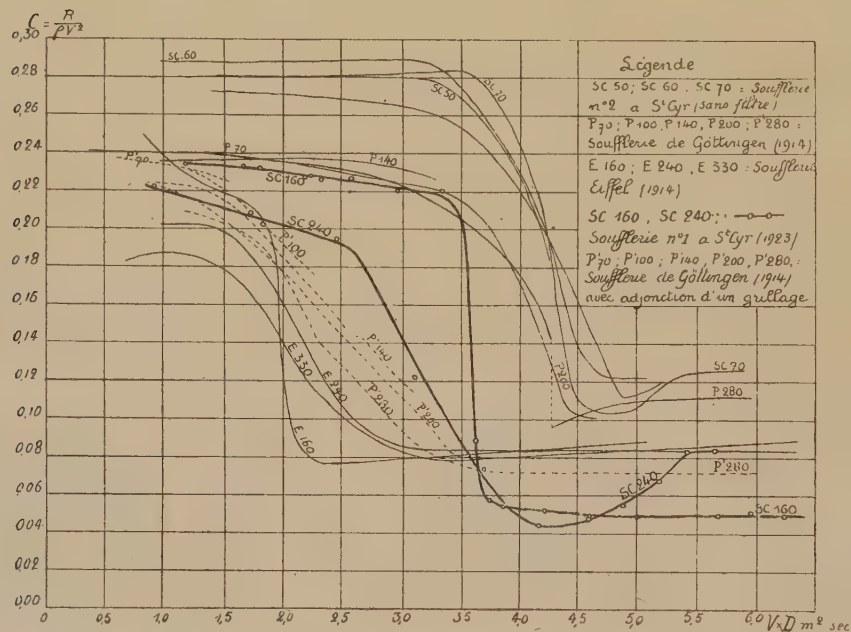


Fig. 19

J'ai vérifié l'exactitude des explications précédentes par de nombreux essais effectués sur des sphères de petit diamètre à des vitesses variant de 20 à 60 m./sec. (*Rapport de l'Institut Aérotechnique n° 4*).

Il était donc intéressant de comparer le degré de turbulence du courant d'air de la soufflerie décrite précédemment à celui des autres souffleries connues. Pour cela, j'ai effectué des essais sur la résistance de deux sphères soigneusement polies et vernies.

Les sphères étaient supportées dans le milieu de la veine fluide au moyen d'une tige-support assez mince qui portait la sphère par l'intermédiaire d'une tige ronde fixée à l'extrémité du diamètre horizontal dans l'hémisphère arrière.

Un tel support laissait donc intact tout le contour de la sphère jusqu'au pôle arrière.

La résistance du support a été déterminée en présence de chacune des sphères expérimentées.

Les résultats obtenus sont indiqués dans les tableaux ci-dessous et représentés sur le graphique, fig. 19.

SPHÈRE DE 0 M. 160 DE DIAMÈTRE												
V	7,24	10,35	11,3	13,35	13,76	14,34	16,00	16,8	1,586			
VD	1,16	1,66	1,80	2,14	2,20	2,30	2,56	2,68	2,96			
C	0,234	0,233	0,232	0,227	0,228	0,226	0,226	0,229	0,220			
V	20,8	22,7	23,3	24,12	26,2	28,7	31,2	35,5	38,8			
VD	3,34	3,62	3,74	3,86	4,20	4,60	5,00	5,66	6,2			
C	0,220	0,089	0,057	0,064	0,052	0,049	0,049	0,049	0,050			
SPHÈRE DE 0 M. 240 DE DIAMÈTRE												
V...	3,90	7,15	7,62	10,10	12,90	15,4	17,37	19,2	20,35	21,6	22,5	2,35
VD.	0,93	1,72	1,83	2,42	3,10	3,70	4,16	4,6	4,9	5,16	5,40	5,64
C...	0,22	0,210	0,20	0,194	0,122	0,072	0,044	0,047	0,055	0,068	0,084	0,084

Sur ce même graphique-j'ai reporté les résultats obtenus dans un certain nombre d'expérimentations antérieures :

1° Les courbes S. C. 50, S. C. 60, S. C. 70 se rapportent à des essais exécutés à l'Institut Aérotechnique à l'aide de la soufflerie n° 2. (*Rapport I. A. T.*, n° 4, déjà cité).

Cette soufflerie ne comportait ni filtre ni grillage.

Le degré de turbulence doit donc être assez réduit et l'on voit que la diminution rapide du coefficient unitaire, C, se produit pour des valeurs élevées de $V \times D$. Adoptant comme référence la valeur de $C = 0,18$ on voit que, pour ces essais, on a $(V \times D) = 4,3$ en moyenne.

2° Les courbes P. 70, P. 100, P. 140, P. 200, P. 280 se rapportent à des essais exécutés à Göttingen par Wieselsberger dans l'ancienne soufflerie en circuit continu. Pour augmenter la vitesse du courant d'air, la section expérimentale avait été ramenée à une section octogonale de 1 m. 03 de diamètre. La vitesse maximum atteinte était de 23 m./sec. (au lieu de 10 m./sec.)

Il n'y avait pas de filtre ni grillage dans la tuyère de réduction de section, mais le filtre prévu dans la section ordinaire (1 m. 95 $\times$ 1 m. 95) avait été maintenu et constituait, en quelque sorte, un filtre de collecteur.

Les résultats obtenus dans ces conditions montrent que le degré de turbulence est relativement faible. La valeur $C = 0,18$ correspond en effet à un VD moyen de 3,9 m²/sec.

3° Les courbes P' 70, P' 100, P' 140, P' 200, P' 280 se rapportent aux mêmes expériences de Wieselsberger mais avec interposition à la sortie de la tuyère d'un grillage en fil de 1 mm. constituant des mailles carrées de 50 mm. de côté.

On voit que le faisceau des courbes P' est passé nettement à gauche du faisceau initial des courbes P. Il est alors très voisin du faisceau des courbes donné antérieurement par MM. Maurain et Eiffel.

Le degré de turbulence avec ce grillage peut être caractérisé par VD moyen = 2,1 pour $C = 0,18$.

4° Les courbes E 160, E 240 et E 330 se rapportent aux expériences de M. Eiffel. La soufflerie comportait à la sortie du convergent c'est-à-dire au début de la section d'expérimentation (veine libre) un filtre en nid d'abeille et un grillage.

Le degré de turbulence correspondant peut être caractérisé par VD moyen = 1,8 pour $C = 0,18$.

Je rappellerai que M. Maurain a obtenu des résultats analogues à ceux de M. Eiffel en opérant avec une soufflerie par refoulement dont la section de sortie comportait aussi un filtre régulateur en nid d'abeilles. Je n'ai pas fait figurer le faisceau des courbes de M. Maurain pour ne pas compliquer la figure.

5° Les courbes S.C. 160 et S.C. 240 qui se rapportent à mes expériences précitées dans la soufflerie n° 1.

On voit que ces courbes ont des allures très différentes. Celle relative à la sphère de 160 mm. de diamètre se rapproche du faisceau P de Wieselsberger-Prandtl et correspond à une turbulence faible ($VD = 3,56$ pour $C = 0,18$).

La courbe relative à la sphère de 240 mm. de diamètre se rapproche au contraire du faisceau P' et correspond à une turbulence plus forte ($VD = 2,7$ pour $C = 0,18$).

Il est possible que la turbulence dans cette soufflerie n° 1 provienne, en majeure partie, des frottements périphériques de la veine fluide avec les parois de la chambre d'expérience. Comme celle-ci est assez longue et qu'une longueur de 3 m. 50 de partie cylindrique précède la section d'expérimentation on conçoit que le noyau fluide non turbulent soit très réduit en cette section.

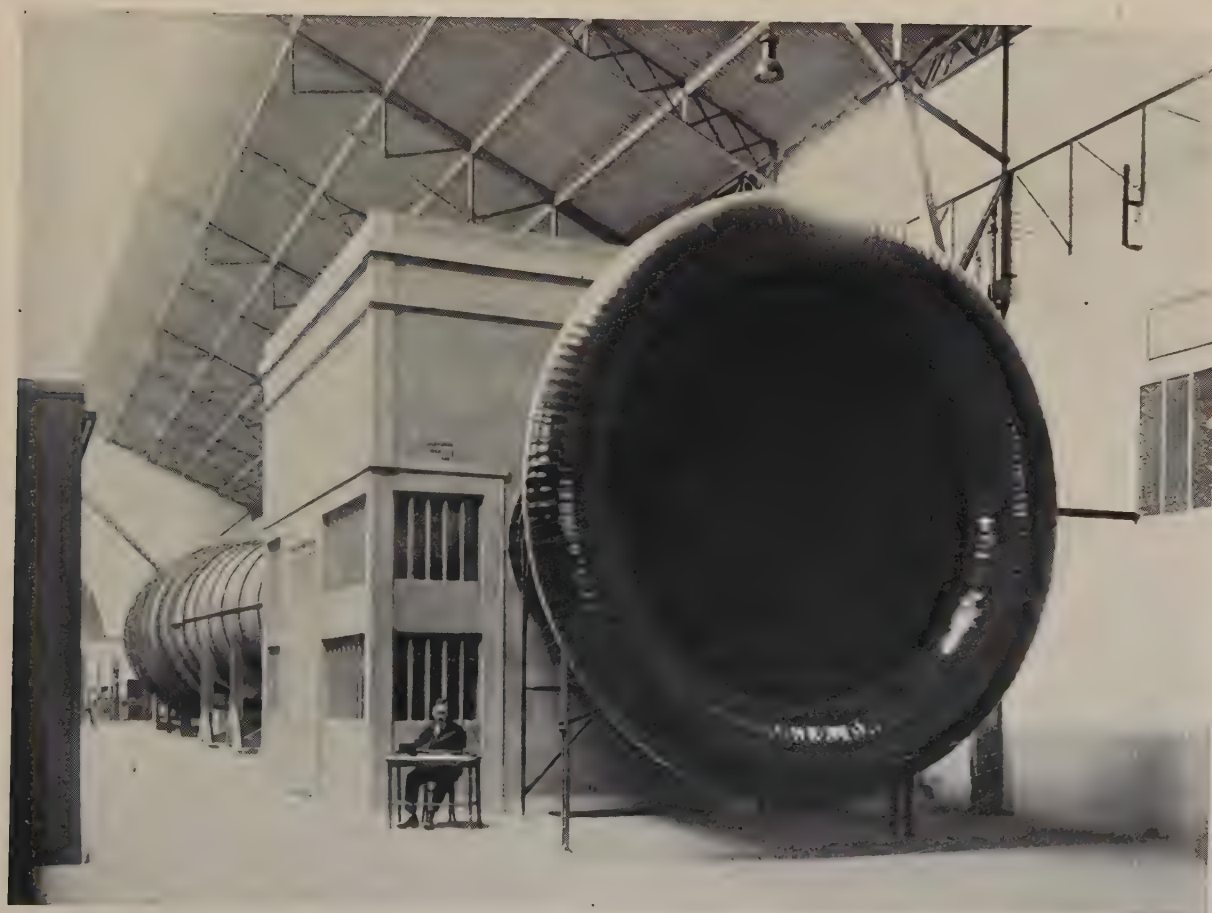
Il y aurait donc intérêt à réduire ces frottement périphériques en améliorant le degré de poli des parois de la chambre d'expérience.

Remarque. — Je ne puis insister ici sur l'incohérence totale qui résulte de ces diverses expérimentations en ce qui concerne la loi de résistance aérodynamique des sphères. Des résultats analogues ont été trouvés sur des ellipsoïdes et en général sur tous les corps dont la forme postérieure est telle que la zone des décollements prend une valeur appréciable et susceptible de varier avec le degré de turbulence, avec l'état de la surface, etc.

Pour de telles formes la recherche des lois de similitude est illusoire en l'état actuel de nos connaissances sur les lois qui régissent les phénomènes de décollement du fluide.



CHARIOT A SURFACES



SOUFFLERIE N° 1

Vue générale par l'avant après l'achèvement du collecteur profilé et de la chambre d'essai.

CHAPITRE IV

PERFECTIONNEMENT du CHARIOT AÉRODYNAMIQUE et des MÉTHODES d'EXPÉRIMENTATION CORRESPONDANTES

Sommaire

- 1° DESCRIPTION DU CHARIOT (état actuel).
- 2° LES APPAREILS DE MESURE DU CHARIOT AÉRODYNAMIQUE.
 - a) *Mesure de la vitesse.*
 - b) *Mesure des forces.*
 - c) *Tarage des appareils de mesure.*
 - d) *Tarage des résistances aérodynamiques dues au montage.*
- 3° LES RÉSULTATS OBTENUS.
 - a) *Essais d'une surface monoplane S. C. 106 G₁.*
 - b) *Essais d'une surface monoplane S. C. 133 G.*
 - c) *Essais d'une cellule biplane S. C. 106 (G₁ + G₂).*
 - d) *Essais d'un avion complet type Bréguet 14 A.2.*
 - e) *Conclusions.*
- 4° COMPARAISONS DE CES RÉSULTATS AVEC LES VALEURS CORRESPONDANTES TROUVÉES EN SOUFFLERIE.

1° DESCRIPTION du CHARIOT AÉRODYNAMIQUE (état actuel)

La description du chariot dynamométrique pour l'essai des éléments d'avions et des avions a été donnée dans les Fascicules II et III du *Bulletin de l'Institut Aérotechnique* (Année 1912 et 1913), je n'indiquerai ci-après que les modifications principales que j'ai cru devoir lui apporter.

Le système articulé formant balance aérodynamique a été modifié de la manière suivante :

1° Les divers pylones et leviers articulés qui constituent la balance aérodynamique sont métalliques et beaucoup plus robustes que ceux du montage primitif.

Les quatre pylones verticaux constituant les parallélogrammes de traînée sont enfermés dans des carters fixés de forme fuselée. L'action du vent relatif sur ces pylones est ainsi annulée ce qui diminue considérablement la correction à apporter aux mesures expérimentales pour tenir compte de la résistance à l'avancement du montage.

2° Le plan horizontal qui contient les axes d'articulation du montage a été situé à 1 m. 50 au dessus du plancher du chariot. Les points fixes A et A' (*fig. 20*) des leviers de poussée sont supportés par une charpente robuste dont tous les éléments (fers profilés et tubes) ont été carénés pour offrir le moins possible de résistance à l'avancement. On diminue ainsi les perturbations causées par le déplacement de ces charpentes dans le vent relatif.

De même, tous les tubes transversaux de la superstructure au-dessus des pylones verticaux ont été convenablement carénés pour diminuer la traînée due au montage.

3° Le chariot lui-même a été caréné dans son ensemble et muni, à l'arrière, d'un coffre en bois, aménagé pour recevoir les différents enregistreurs.

Le plancher horizontal au-dessus du chariot déborde à l'avant de 1 m. 10 et latéralement de 0 m. 30. On sait que le but de ce plancher est d'empêcher la production d'un vent ascendant au droit des surfaces en essai.

4° La voilure ou l'avion à expérimenter est supporté en O (*fig. 20*) par un axe de rotation de la superstructure O a b. Une poutre OD₁ solidaire de la voilure en sa section médiane prend appui en D₁ sur un dynamomètre porté par un support réglable D₁ b. En faisant varier la distance D₁ b, on peut donner à la voilure les inclinaisons ou incidences.

En général, la voilure et la vergue médiane OD₁ sont en équilibre indifférent autour de l'axe O. Pour cela, des contrepoids d'équilibrage initial peuvent être disposés à l'extrémité arrière de la vergue OD₁.

Le dynamomètre D_1 enregistre un effort F dont le moment par rapport à l'axe O est égal au moment de la résultante aérodynamique par rapport à ce même axe. Connaissant la résultante par ses deux composantes, on en déduira le moment par rapport à un axe quelconque parallèle à l'axe O (le bord d'attaque par exemple) ou encore, on en déduira la position de la résultante (centre de poussée).

La résultante R est déterminée par sa composante verticale (P) et par sa composante horizontale (T). Dans ce but, la superstructure Oab est supportée par le parallélogramme ($abcd$) mobile autour des axes e et e' .

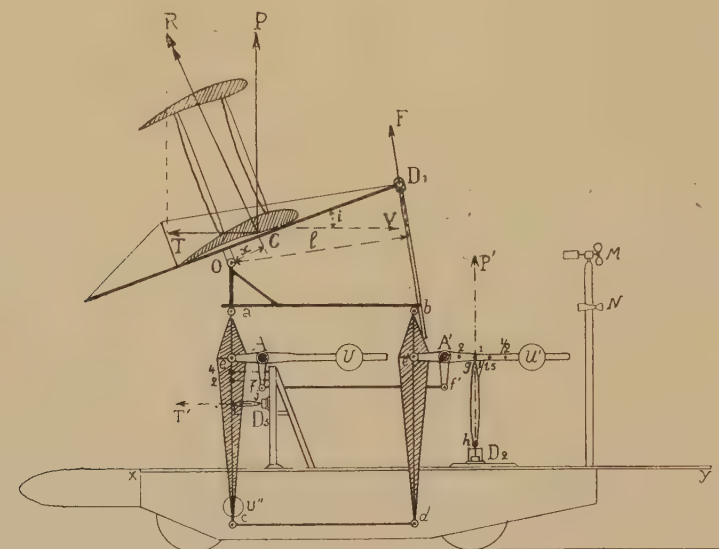


Fig. 20

Des contrepoids U'' fixés sur la partie inférieure des pylones (aec) font équilibre aux poids de la voilure et de la superstructure par rapport aux axes e et e' . En d'autres termes les parallélogrammes de trainée au repos sont en équilibre indifférent autour des axes e et e' .

Un poinçon, ij , fixé en un point i , solidaire des pylones arrière (aec) agit sur un dynamomètre D_3 porté par une charpente fixe. Ce dynamomètre mesure une force T' qui sera proportionnelle à la composante horizontale T déduction faite de la part de résistance due au montage articulé.

On peut faire varier la distance du poinçon, ij , à l'axe, e , de sorte que le dynamomètre D_3 enregistre une force T' égale à T ou à $2T$ ou même à $4T$ suivant le rapport des bras de leviers correspondants.

Les axes e et e' des pylones verticaux ac et bd sont supportés par un système de leviers ($eAfU$), ($e'A'f'U'$), tournant autour des axes fixes A et A' . Ceux-ci constituent les points d'appui du montage articulé, ils sont portés par la charpente fixe qui repose elle-même sur le chariot. Les contrepoids U et U' équilibrent autour des axes A et A' le poids total des pylones de la superstructure et de la voilure en essai. Deux poinçons tels que gh fixés en un point des bras de leviers $A'U'$ transmettent aux dynamomètres D_2 , fixés sur le chariot, une force P' proportionnelle à la composante verticale P . On peut fixer les poinçons gh à des distances variables à partir de l'axe A' suivant la sensibilité nécessaire pour la détermination de P .

Les dynamomètres D_1 et D_2 sont munis de dispositifs de leviers inverseurs de telle sorte qu'ils peuvent enregistrer des forces F ou P' de sens inverse.

Toutes les articulations du montage-balance sont à roulements à billes de dimensions largement calculées pour donner une très bonne sensibilité malgré l'importance relative des charges statiques et dynamiques appliquées à ce système. D'ailleurs, les trépidations en marche améliorent encore cette sensibilité.

Dans le cas où la voilure en essai est très lourde (cas des avions complets non étudiés spécialement en vue de l'expérimentation au chariot) il a été nécessaire de freiner les oscillations des pylones verticaux. Ce freinage a été réalisé efficacement par des amortisseurs pneumatiques,

attelés à la partie inférieure des pylones verticaux arrière. Naturellement, ces amortisseurs nuisent à la sensibilité et l'expérience m'a montré que les meilleures conditions expérimentales ne pouvaient être obtenues qu'avec des voilures légères. Dans le cas d'avions complets, il semble préférable d'utiliser des modèles ultra-légers, spécialement construits en vue de l'expérimentation qui ne nécessite pas un coefficient de sécurité aussi élevé que celui exigé pour le vol réel.

5° Tous les appareils enregistreurs ont été rassemblés dans un coffrage en bois rapporté sur l'armature métallique à l'arrière du chariot. Ils sont ainsi très aisément accessibles et peuvent être suspendus élastiquement pour les soustraire aux trépidations du chariot en marche.

Il faut reconnaître que l'obtention de diagrammes nets et lisibles est une difficulté considérable de l'expérimentation au chariot. Pour les anémomètres, une suspension élastique convenablement amortie suffit pour obtenir des résultats parfaits. Pour les manomètres enregistrant les efforts aérodynamiques, il faut, en outre, amortir les oscillations parasites du système articulé. A cet effet, chaque enregistreur dynamométrique est muni d'un dashpot amortisseur à huile. On règle l'efficacité de l'amortissement en changeant la fluidité de l'huile suivant la température ambiante.

2° Les APPAREILS de MESURE du CHARIOT AÉRODYNAMIQUE

a) Mesure de la vitesse.

La mesure de la vitesse relative du chariot par rapport à l'air est obtenue au moyen de deux anémomètres enregistreurs. Ces deux anémomètres sont eux-mêmes contrôlés par un cinémomètre et par le chronographe quand il n'y a pas de vent (voir *Bulletin de l'Institut Aérotechnique*, n° 2).

Au début des nouvelles expériences avec le chariot, j'ai cru devoir employer deux anémomètres fonctionnant d'après des principes différents, soit : un anémomètre à rotation et un anémomètre à pression.

L'anémomètre à rotation était un anémo-cinémographe Richard du type connu. Le moulinet anémométrique était placé sur un mât vertical à l'avant du chariot à 2 m. 80 au-dessus du plancher. Cette hauteur correspond à la position moyenne des surfaces en essais. Le moulinet se trouvait situé ainsi à 3 m. 50 ou 4 mètres en avant du bord d'attaque des surfaces. Le récepteur de l'anémo-cinémographe était placé dans le coffre arrière, et suspendu élastiquement. L'étalonnage de l'appareil a été fait dans la soufflerie n° 1 précédemment décrite.

Les résultats de ce tarage ont montré que la vitesse V du vent relatif était exprimée en fonction des indications i du récepteur enregistreur par la relation :

$$V_a = 0,95 + 0,835 i.$$

L'axe du moulinet anémométrique était fixé parallèlement à la direction de marche du chariot. Les études de M. Brazier ⁽¹⁾ ont montré que le facteur anémométrique d'un tel moulinet augmentait de 3 % quand l'angle du vent relatif avec l'axe du moulinet varie de 0 à 10°. Cet angle correspond à un vent latéral de 3 m. 50 pour une vitesse de translation du chariot égale à 20 m./sec. Aucune expérience ne devait être faite dans ces conditions de vent latéral important. Pour un vent latéral plus faible, on était averti que les vitesses indiquées par l'anémo-cinémographe étaient approchées par défaut.

L'anémomètre à pression est du système Toussaint-Lepère, déjà décrit dans le *Bulletin de l'Institut Aérotechnique* (fascicule III, 1913, page 116).

La seule modification apportée à l'instrument, concerne la position du ressort antagoniste. Celui-ci est maintenant disposé dans le prolongement d'un des leviers du parallélogramme articulé. Il en résulte que les indications de l'appareil sont sensiblement proportionnelles à la vitesse du vent relatif dans la zone d'utilisation c'est-à-dire pour des vitesses comprises entre 10 et 25 m./sec.

L'antenne anémométrique est constituée par un tube de Pitot ordinaire et par un ajutage double de Venturi.

(1) C. E. BRAZIER « Recherches expérimentales sur les moulinets anémométriques » (Annales du Bureau central météorologique 1914-1920).

L'étalonnage de cet anémomètre a été effectué assez fréquemment au cours des expériences. Cet instrument s'est montré très comparable à lui-même dans le temps et il a constitué un contrôle efficace de l'anémo-cinémographe.

À l'origine les deux anémomètres se sont montrés en très bon accord. Puis, au cours d'expériences effectuées en hiver, j'ai constaté que les indications de l'anémo-cinémographe variaient notablement si la température extérieure était inférieure à 0°. Ceci peut être imputé à un freinage exagéré du mouvement d'entraînement par suite de la congélation de l'huile.

Quoiqu'il en soit, le très bon accord de ces deux instruments pendant la durée des premiers essais permet de conclure à l'exactitude suffisante de la mesure de la vitesse relative au moyen d'anémomètres.

Par la suite, j'ai remplacé, l'anémo-cinémographe par un second anémomètre à pression (système Toussaint-Lepère) et dans tous les essais, j'ai vérifié le bon accord des deux anémomètres employés. Le *cinémomètre* et le *chronographe* employés occasionnellement ont déjà été décrits dans les Fascicules II et III du *Bulletin* de l'I. A. T.

b) Mesure des forces.

Les dynamomètres enregistreurs utilisés sont du type Richard. Mais j'ai remplacé toutes les capsules dynamométriques de traction par des capsules de compression. Dans les premières, le système d'étriers transformant la compression du piston en une traction sur deux anneaux d'accrochage n'assure pas un guidage suffisant du piston dans le cylindre de la capsule.

Pour l'utilisation sur le chariot dynamométrique il se produit des coincements fréquents avec rupture des membranes.

Les capsules ou boîtes de mesure par compression comportent un meilleur guidage du piston et j'en ai eu toute satisfaction. Le remplissage des dynamomètres se fait avec de l'eau en été. Pour des froids rigoureux, j'ai dû recourir à un remplissage avec de l'alcool. L'expérience a montré que les membranes en caoutchouc résistent bien à ce liquide. Le remplissage de ces instruments doit être fait très soigneusement, tant pour assurer l'évacuation complète de l'air que pour éviter la déformation initiale de la membrane sous l'action de la pression de remplissage.

c) Tarage des appareils de mesure.

Le tarage des anémomètres a été effectué fréquemment comme il a été dit précédemment.

Les tarages des dynamomètres enregistreurs ont été également répétés et effectués tant par l'application directe de forces connues sur les boîtes de mesure dynamométriques, que par l'application de forces connues sur la superstructure de la balance aérodynamique.

Dans le premier cas, on vérifie l'instrument à l'état isolé. Dans le second cas, on vérifie, en outre, la transmission des efforts par les leviers du système articulé.

Pour les dynamomètres mesurant les composantes des actions de l'air ces tarages ont été effectués pour chacune des sensibilités utilisées et j'ai vérifié le bon accord de ces tarages.

Enfin, pour ces mêmes dynamomètres, il a été effectué une vérification spéciale par application à la superstructure du montage, de forces obliques, connues. J'ai vérifié que les composantes horizontale et verticale calculées étaient en très bon accord avec les valeurs correspondantes enregistrées respectivement aux dynamomètres de traînée et de poussée.

d) Tarage des résistances aérodynamiques dues au montage.

Ce tarage consiste à déterminer, par des expériences directes, les composantes de résistance à l'avancement et de sustentation dues aux actions de l'air sur les leviers articulés et sur la superstructure du montage-balance. En toute rigueur, une telle mesure devrait être faite *en présence* de la voilure expérimentée comme on le fait dans les expériences en soufflerie. Il serait alors nécessaire de maintenir la voilure à proximité immédiate des supports de la balance, au moyen d'une charpente fixe indépendante du système articulé. Les difficultés matérielles d'une telle disposition sont, en général, prohibitives. J'ai donc adopté la mesure des résistances passives du montage en l'absence de la voilure ou de l'avion expérimenté.

Ces tarages dynamiques ont été répétés pour chaque type de voilure expérimenté de manière à tenir compte des impédiments particuliers ajoutés au montage normal pour la fixation immédiate de ces voilures (cales, étriers, boulons, etc.).

Enfin, les mesures ont été faites à différentes vitesses et pour différentes inclinaisons de la vergue qui supporte les voilures. Ces inclinaisons n'influent pas notablement sur les valeurs obtenues. Mais j'ai trouvé que la correction de traînée due à la résistance à l'avancement du montage diminuait légèrement à mesure que la vitesse augmente. Cette diminution est imputable aux variations de la résistance unitaire des tubes et des montants profilés qui constituent les éléments du montage exposés à l'action du vent relatif.

Avec la vergue renforcée (adoptée définitivement pour l'essai des voilures isolées) la correction unitaire de traînée du montage a les valeurs suivantes :

$$t_0/V^2 = 0,029 \text{ kgm./sec. pour } V = 20 \text{ m./sec.}$$

Avec la vergue primitive (tube cylindrique haubanné) on avait trouvé :

$$t_0/V^2 = 0,025 \text{ à } 17 \text{ m./sec.}$$

$$\text{et } t_0/V^2 = 0,022 \text{ à } 20 \text{ m./sec.}$$

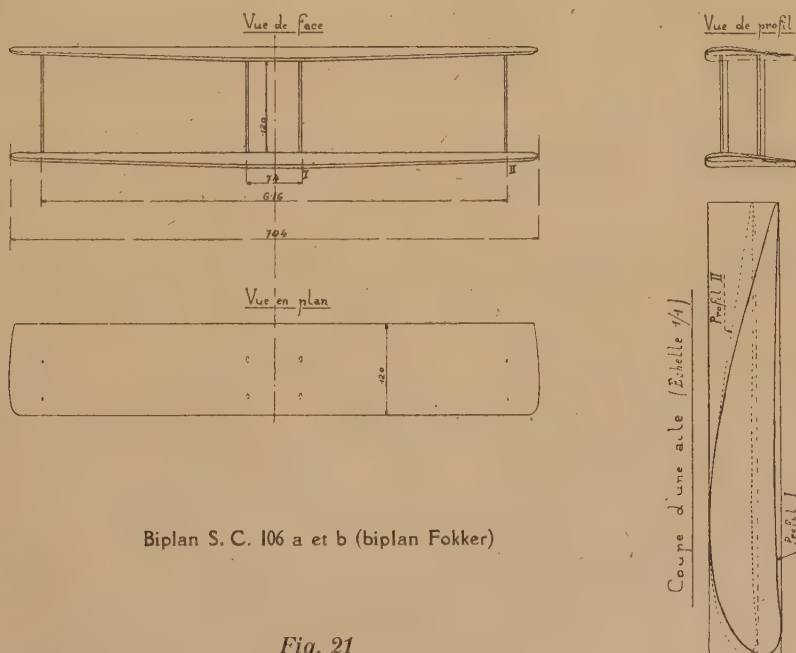
Dans tous les cas, la correction de poussée due au montage a été trouvée nulle.

3^o Les RÉSULTATS OBTENUS

Je ne citerai dans le présent exposé que les résultats relatifs aux essais de voilures ou d'avions utilisés par la suite pour les comparaisons avec les résultats correspondants obtenus en soufflerie.

a) Essai d'une surface monoplane S. C. 106 G₁.

Cette surface était d'une aile inférieure d'avion Fokker D. VII prélevée dans un stock de matériel d'aviation existant à l'Institut. La partie médiane correspondant à l'insertion de l'aile dans le fuselage a été entoilée et on a reverné avec soin l'aile tout entière.



Biplan S. C. 106 a et b (biplan Fokker)

Fig. 21

Les caractéristiques générales étaient les suivantes :

Envergure maximum.....	7 m. 04
Largeur constante	1 m. 20
Surface portante nette.....	8 m ² 36
Allongement moyen	5,85
Poids de la surface.....	47 kg.

Le profil de l'aile est constant dans la partie médiane de 0 m. 75 de longueur. Il va en diminuant progressivement jusqu'aux extrémités de l'envergure (voir fig. 21).

L'épaisseur moyenne de ce profil varie donc de 15 % à 8,5 %.

Les mesures ont été faites pour onze angles d'incidence différents et compris entre -6° et $+18^{\circ}5'$.

Pour chacun de ces angles il a été effectué deux séries complètes de mesure, c'est-à-dire deux voyages distincts du chariot.

A titre d'exemple, je donne ici le tableau numérique complet des résultats obtenus de manière à montrer l'ordre de précision de ces mesures.

ESSAI AU CHARIOT DE L'AILE S.C. 106 G ₁ (Ensemble des Résultats)															
N ^o de L'ESSAI	<i>i</i>	V _{TL}	V _a	V	T	$\frac{T}{V^2}$	$\frac{T - t_0}{V^2}$	C _x × 100	P	$\frac{P}{V^2}$	C _z × 100	F	$\frac{F}{V^2}$	C _m O × 100	C _m A × 100
	degrés	m./sec.	m./sec.	m./sec.	kg.				kg.			kg.			
1	- 6,3	21,6	21,7	21,65	18,5	0,0394						15,18	0,0323		
2	- 6,3	21,1	21,4	21,25	17,5	0,0386			8,1	0,0178		12,15	0,0268		
						0,0390	0,019	3,64		0,0178	3,41		0,0296		
3	- 3,85	21,1		21,1	15	0,0337			32,9	0,074		6,83	0,0124		
4	- 3,85	21,3	21,4	21,35	15,45	0,0337			33,4	0,073		7,60	0,0165		
						0,0337	0,013	2,48		0,0735	13,07		0,0144	5,53	3,98
5	- 1,5	19,25	18,65	19,0	13,2	0,0366			66,5	0,1845		10,98	0,0304		
6	- 1,5	20,05	19,9	19,35	13,9	0,0351			73,5	0,185		10,68	0,0269		
						0,0358	0,0133	2,54		0,1847	35,3		0,0286	11,0	10,7
7	0,85	19,6	20,1	19,85	15,2	0,0388									
8	0,85	20,1	20,9	20,50	16,2	0,0386			114	0,272		18,1	0,043		
9	0,85	20,1	20,9	20,50	15,7	0,0374	0,0165	3,15	115,5	0,275		18,9	0,045		
						0,0383				0,273	52,4		0,044	16,8	15,5
10	3,25	17,9	18,2	18,05	14,25	0,0438	0,0195	3,73	121,2	0,374	71,5	20,4	0,0629	24,1	20,0
11	5,65	18,1	18,3	18,2	16,65	0,050			155	0,467		24,6	0,074		
12	5,65	19,2	19,0	19,1	18,0	0,049			173,4	0,475		27,3	0,075		
						0,0498	0,026	5,07		0,471	90,3		0,0745	28,3	26,9
13	8	19,2	19,0	19,1	20,72	0,0575			201,3	0,565		33,45	0,093		
14	8	18,0	18,6	18,2	19,10	0,0576			191,5	0,547		29,2	0,088		
						0,0575	0,0345	6,60		0,556	106,5		0,090	34,3	31,4
15	10,5	18,7	18,4	18,5	23,3	0,068			229	0,668		37,3	0,109		
16	10,5	17,3	17,0	17,15	20,2	0,0684			191	0,648		31,2	0,106		
						0,0682	0,044	8,43		0,658	126		0,1075	40,8	37,2
17	13,1	17,45	17,5	17,47	24,1	0,0795			229	0,752		34,9	0,1145		
18	13,1	17,0	17,0	17,0	23,7	0,082			212	0,735		32,8	0,1135		
						0,081	0,056	10,7		0,743	142,5		0,114	43,0	44,9
19	15,6	15,3	15,4	15,35	22,6	0,0956			184,0	0,78		26,7	0,113		
20	15,6	17,3	17,4	17,35	28,8	0,0954			231,4	0,77		36,9	0,122		
						0,0955	0,068	13,0		0,775	148,0		0,1175	44,0	48,0
21	18,1	16,7	15,9	16,3	34,8	0,130			204,5	0,77		30,1	0,113		
22	18,1	15,9	15,9	15,85	33,2	0,133			195	0,78		28,3	0,113		
						0,131	0,102	19,7		0,775	148,0		0,113	42	52,0

Le Tableau comporte, à cet effet :

1° Une colonne des angles d'incidence expérimentés. (Ceux-ci ont été déterminés par des mesures directes au niveau et corrigés légèrement pour tenir compte de la flexion élastique de la vergue).

2° Les valeurs de la vitesse relative déterminées d'après les indications de l'anémomètre à

pression (V_{TL}) et de l'anémo-cinémographe (Va). On voit que l'accord est excellent entre ces valeurs. La valeur V , admise pour les calculs, est la moyenne des valeurs expérimentales Va et V_{TL} .

3° Les valeurs de la traînée totale T en kilogrammes et de la traînée unitaire $\frac{T}{V^2}$.

On voit que les valeurs correspondant aux deux expériences pour un même angle sont aussi en très bon accord.

On a ensuite retranché la correction de traînée $\frac{l_0}{V^2}$ due au montage et l'on a calculé le coefficient unitaire C_x correspondant à la moyenne des résultats expérimentaux.

4° Les valeurs de la poussée totale P et de la poussée unitaire correspondante P/V^2 . On observe également le très bon accord entre les valeurs expérimentales pour un même angle d'incidence.

On en déduit le coefficient unitaire moyen C_z .

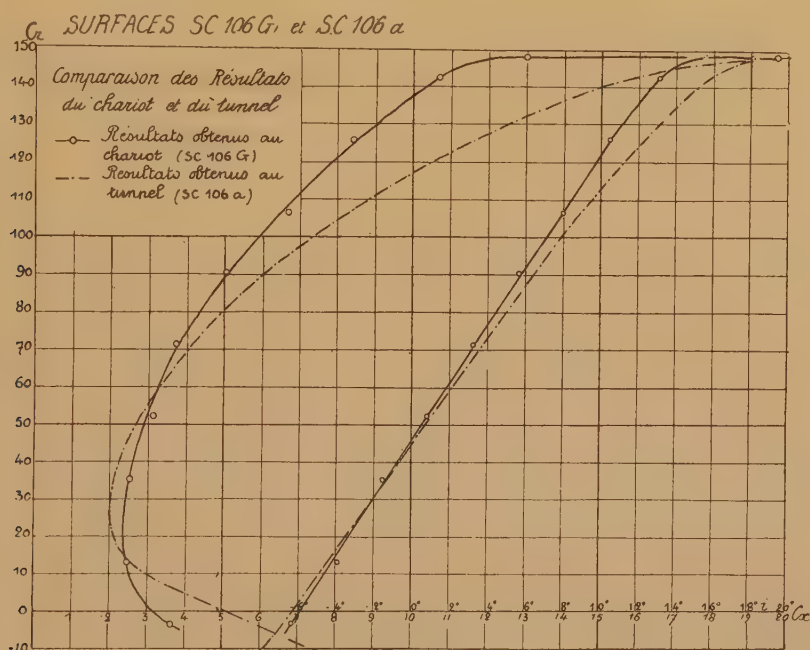


Fig. 22

5° Les valeurs de la force F et de la force unitaire correspondante F/V^2 . Ici l'accord entre les valeurs expérimentales est généralement moins satisfaisant et il faut reconnaître que cette mesure est moins au point que celles des composantes de la réaction.

D'ailleurs, je me limiterai, pour le moment, aux seuls résultats relatifs aux composantes unitaires C_x et C_z .

Ces résultats sont représentés sur le graphique *fig. 22* et l'on vérifie que l'accord est excellent entre les valeurs correspondant au différents angles d'incidence.

Le Tableau numérique ci-dessous résume, sous la forme habituelle, les résultats relatifs à l'aile S. C. 106 G₁.

ESSAIS AU CHARIOT DE L'AILE S. C. 106 G ₁ V = 17 à 20 m./sec. (18, 20 et 21 octobre 1921)											
i	—6°30	—3°85	—1°50	+0°85	3°25	5°65	8°60	10°5	13°1	15°6	18°1
100 C_z	—3,41	+13,07	35,3	52,4	71,5	90,3	106,5	12,6	142,5	148	148
100 C_x	3,64	2,48	2,54	3,15	3,73	5,07	6,60	8,43	10,7	13,0	19,7

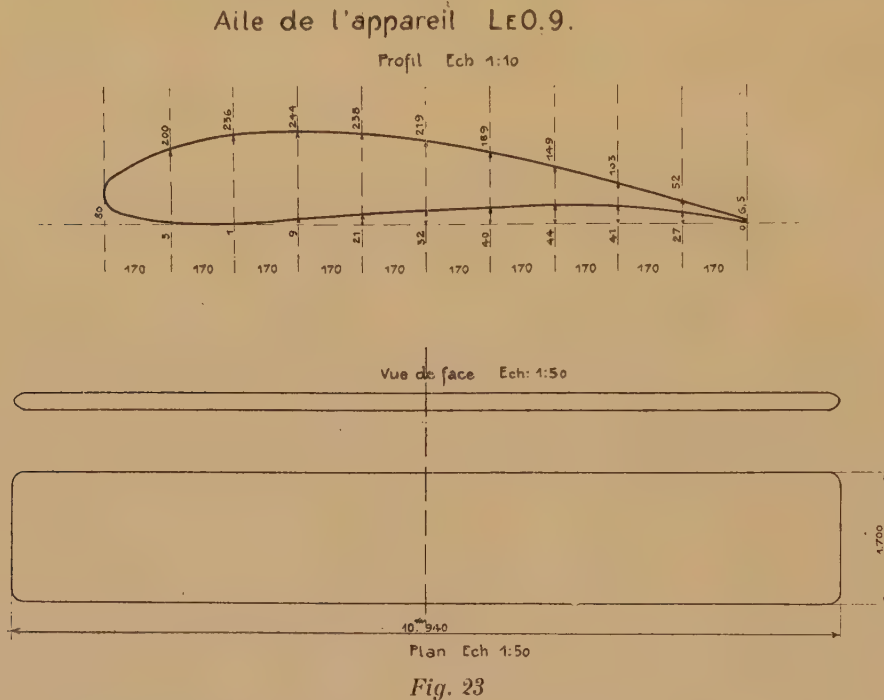
b) Essais d'une surface monoplane S. C. 133 G.

Cette aile était constituée par une voilure d'essai réalisée par la Maison Lioré-Olivier pour pour la construction d'un avion monoplace de chasse à aile surbaissée.

Les caractéristiques générales étaient les suivantes, :

Envergure..... 10 m. 40
 Profondeur..... 1 m. 70
 Surface..... 18 m² 60
 Allongement..... 6,45

Le profil est constant sur toute l'envergure (profil n° 430 de Göttingen) *fig. 23*.



Le poids de cette aile était de 400 kg. (21 kg. 5 par m²). Nous avons eu, de ce fait, des difficultés expérimentales appréciables. C'est à cette occasion que j'ai remplacé la vergue primitive par une autre beaucoup plus robuste.

Malgré cela, les résultats sont assez bien coordonnés et ils ont été confirmés par l'exécution de deux séries d'essais complémentaires pour lesquelles l'aile avait été munie de mâts obliques fixés soit sous l'intrados de l'aile, soit sur l'extrados.

Les résultats relatifs à l'aile seule, sont indiqués dans le Tableau numérique ci-dessous et représentés sur le graphique *fig. 24*.

ESSAI AU CHARIOT DE L'AILE S. C. 133 G. V = 19 m./sec. (8 mai 1922)										
i	— 8°	— 5°20	— 2°6	— 0°25	+ 2°17	4°55	7°16	9°50	12°	14°25
100 Cz	12 (?)	25	40,7	59	79,5	97,6	116	131	145,5	143
100 Cx	2,03	1,93	2,06	1,35	2,9	4,14	6,8	8,66	10,28	13,14

c) Essai d'une cellule biplane S. C. 106 (G₁ + G₂).

Utilisant une deuxième aile d'avion Fokker D. VII, j'ai fait construire une cellule biplane, à ailes égales, à l'entreplan moyen de 1 m. 40.

Les dispositions générales de ce biplan sont figurées *fig. 21*.

La surface portante était de $16 \text{ m}^2 72$ pour un poids total d'environ 110 kg.

Il a été effectué trois séries de mesures complétées ultérieurement par d'autres mesures avec le même biplan muni d'un certain nombre de mâts supplémentaires.

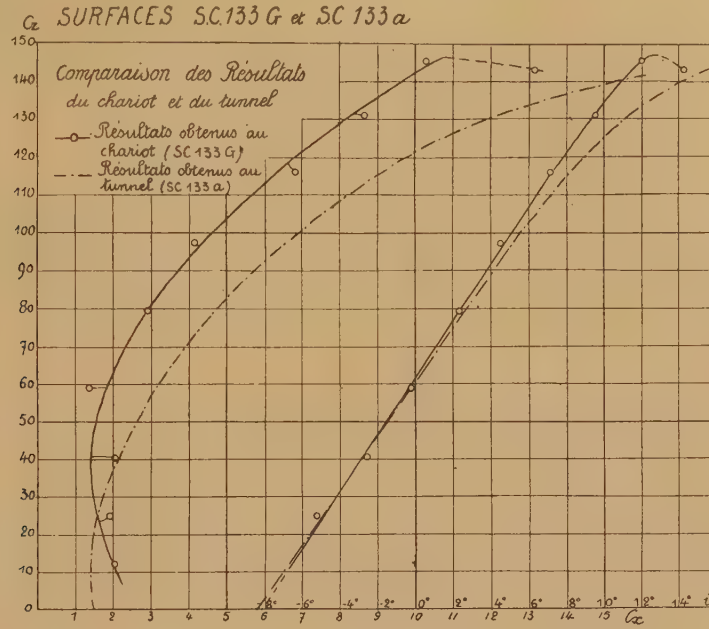


Fig. 24

Les résultats relatifs au biplan normal figuré précédemment sont représentés sur le graphique fig. 25.

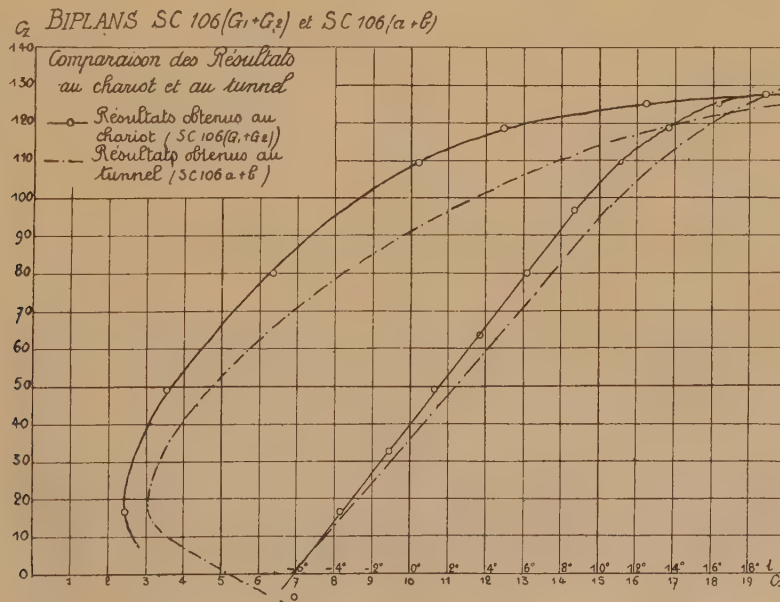


Fig. 25

ESSAI AU CHARIOT DU BIPLAN S. C. 106 ($G_1 + G_2$) $V = 17$ à 21 m./sec. (octobre à décembre 1922)

i	$-6^{\circ}05$	$-3^{\circ}65$	$-1^{\circ}10$	$+1^{\circ}30$	$3^{\circ}70$	$6^{\circ}20$	$8^{\circ}70$	$11^{\circ}2$	$13^{\circ}7$	$16^{\circ}3$	$18^{\circ}8$
100 C_z	-6,3	16,7	32,8	49,0	63,5	80	96,8	109,5	118,5	125	127,5
100 C_x	(?)	2,42	(?)	3,54	(?)	6,35	(?)	10,20	12,45	16,35	19,45

d) Essai d'un avion complet Bréguet 14 A. 2.

Les caractéristiques générales de cet avion sont trop connues pour qu'il soit nécessaire de les détailler ici.

Je préciserai seulement que l'avion fut monté sur le chariot après enlèvement du moteur (pour alléger le plus possible) et après suppression des roues du train d'atterrissage qui débordaient l'espace disponible dans la superstructure du montage. Enfin, pour permettre la rentrée dans le hangar l'envergure a été ramenée à 13 m. 50.

La surface portante totale de la cellule était de 49 m² 42.

L'avion pesait environ 600 à 650 kg. et les essais ont été très difficiles, en raison des oscillations violentes communiquées au système articulé par une masse aussi importante.

J'ai pu réussir, cependant, à amortir ces oscillations en installant deux amortisseurs pneumatiques à double effet à l'extrémité inférieure des pylones verticaux arrière.

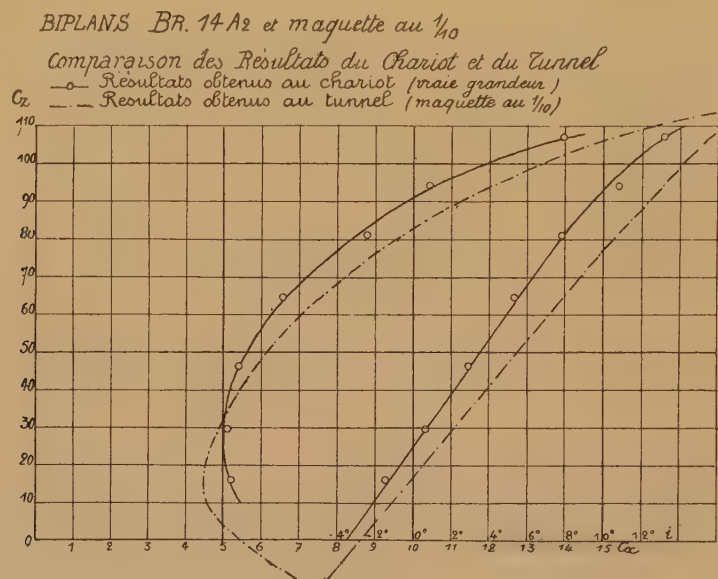


Fig. 26

Les résultats obtenus sont indiqués dans le Tableau ci-dessous et représentés sur le graphique fig. 26.

ESSAIS AU CHARIOT D'UN AVION BRÉGUET 14 A. 2. V = 15 à 19 m./sec. (avril 1923)								
(Incidences de l'aile inférieure)								
i	— 3°5	1°50	+ 0°6	2°9	5°30	7°80	10°40	13°2
100 Cz	—15,8	+ 16	29,5	46,25	64,6	81	94	107
100 Cx	6,73	5,20	5,10	5,40	6,52	8,75	10,4	13,95

La poussée maximum mesurée a été de 900 kg.

e) Conclusions.

Il résulte de ces essais que la méthode expérimentale du chariot aérodynamique est susceptible d'une bonne précision expérimentale. Les valeurs de la vitesse relative du chariot par rapport à l'air peuvent être évaluées à 1 % près quand les expériences sont effectuées par temps calme, c'est-à-dire lorsque le vent naturel est inférieur à 2 m. 50 ou 3 m./sec. et s'il est dirigé dans le sens de la voie d'essai à $\pm 45^\circ$ près.

Les valeurs des forces aérodynamiques peuvent être estimées à 1 ou 2 % près si les enregistrements sont corrects et si les oscillations parasites des masses en mouvement ne sont pas trop

considérables. A cet égard, je ne saurais trop insister sur la nécessité absolue de n'expérimenter au chariot que des voilures ou des avions construits spécialement dans ce but. De telles voilures ou avions devraient avoir les plus grandes dimensions possibles compatibles avec le minimum de légèreté (poids maximum 200 à 250 kg.) et avec les possibilités de garage en ce qui concerne l'envergure. Parmi les surfaces ou voilures essayées jusqu'à ce jour, aucune n'a rempli ces conditions. Les surfaces 106 G et le biplan 106 ($G_1 + G_2$) avaient la légèreté requise, mais les dimensions linéaires ou superficielles étaient relativement faibles. La surface S. C. 133 G et l'avion B R 14 A. 2 avaient, au contraire, les dimensions favorables mais leur poids était presque prohibitif.

Il faudra se résigner, dans l'expérimentation à venir, à n'utiliser que des voilures ou des avions remplissant ces conditions. Les planeurs modernes utilisés pour les essais de vol à voile, ou des maquettes spéciales construites pour l'expérimentation au chariot, doivent être employés. Dans ces conditions, j'estime que le chariot aérodynamique de l'Institut Aérotechnique offre des ressources considérables pour l'étude *scientifique* des phénomènes aérodynamiques.

4^e COMPARAISON de ces RÉSULTATS avec les VALEURS CORRESPONDANTES TROUVÉES en SOUFFLERIE

Sur les *fig.* 22, 23, 24 et 26, j'ai représenté en traits mixtes les courbes unitaires et les polaires obtenues par l'essai à la soufflerie des modèles réduits au 1/10 des surfaces, cellules et avion expérimentés au chariot. Les tableaux numériques correspondants seront donnés dans le chapitre suivant.

La comparaison des résultats obtenus au chariot et au tunnel montre des divergences appréciables. Les courbes unitaires C_z , obtenues au chariot, sont moins inclinées sur l'axe des angles d'incidence; les polaires correspondantes sont, de même, systématiquement meilleures que celles du tunnel.

Comme il vient d'être exposé dans les chapitres précédents, ces divergences ne peuvent plus être imputées à des erreurs expérimentales. J'ai donc été amené à penser qu'elles ne pouvaient résulter que des interactions produites sur les voilures expérimentées par la présence du sol et par celle du chariot.

J'ai entrepris alors une étude systématique de ces interactions et les résultats correspondants seront détaillés au chapitre suivant.

Remarque. — De telles comparaisons ont déjà été faites ultérieurement par le Laboratoire Eiffel en 1914, et par le National Physical Laboratory de Teddington en 1913. A cette époque, les conditions d'expérimentations en soufflerie n'étaient pas nettement définies, notamment en ce qui concerne l'influence des supports et les corrections pour la limitation de la veine fluide.

Quoi qu'il en soit, les résultats se présentaient d'une manière analogue à ceux indiqués précédemment, mais on n'a pas les éléments pour effectuer avec certitude les corrections nécessaires aux résultats obtenus dans les souffleries. Il en résulte que ces anciens résultats ne peuvent être utilisés, pour le but que nous nous sommes proposés.

Je rappellerai seulement que la mesure des pressions dynamiques dans la section médiane des deux ailes avait donné des résultats analogues au chariot et en soufflerie. Ceci indiquait que l'écoulement autour du profil en vraie grandeur devait être assez semblable à l'écoulement autour du modèle réduit correspondant.

CHAPITRE V

Sommaire

ÉTUDE PARTICULIÈRE DES INTERACTIONS DUES À LA PRÉSENCE D'UN SOL.

ÉTUDE PARTICULIÈRE DE L'INTERACTION COMPLÉMENTAIRE DUE AU CHARIOT.

COMPARAISON DES RÉSULTATS OBTENUS AU CHARIOT ET CORRIGÉS DES INTERACTIONS-SOL ET CHARIOT AVEC LES RÉSULTATS OBTENUS AU TUNNEL.

CONCLUSIONS.

Moyens expérimentaux employés. — Les essais en vue de la détermination des interactions dues à la présence du sol et à celle du chariot ont été exécutés à la soufflerie n° 1 de 2 mètres de diamètre. La plupart ont été faits en tunnel ouvert, et quelques essais complémentaires ont été exécutés en tunnel fermé.

Le sol était représenté effectivement par une tôle d'aluminium de 4 mm. d'épaisseur et de 1 m. 60 de longueur (disposée perpendiculairement au courant d'air). La largeur ou profondeur dans le sens du courant d'air était, en général, de 1 mètre. Toutefois, dans certains essais (notamment pour les maquettes d'avion Bréguet 14 A.2) cette profondeur a été portée à 1 m. 50). En moyenne, pour une aile ou une voilure de 0 m. 120 de profondeur, le sol s'étendait à 0 m. 50 en avant du bord d'attaque et à 0 m. 400 en arrière du bord de sortie (0 m. 900 dans le cas de la profondeur de 1 m. 50).

Cette tôle était fixée par quatre supports, réglables en hauteur, et prenant appui sur la paroi inférieure du tunnel.

La hauteur au-dessous de l'aile a varié de 0 m. 24 à 0 m. 60.

Pour chaque réglage en hauteur la tôle était disposée à l'angle de $+ 0^{\circ},4$ de manière à être parallèle au courant d'air. Dans le sens transversal la tôle était bien horizontale.

Le chariot était représenté, en général, par une maquette, au 1/10, du chariot en vraie grandeur. (Pour les essais d'une maquette au 1/20 du Br. 14 A.2 on a utilisé une maquette du chariot à l'échelle correspondante, soit 1/20.)

Ces maquettes ont été exactement dimensionnées et elles comportaient toutes les armatures et impédimentas principaux correspondant au montage existant sur le chariot.

La balance utilisée était la balance à fils — les fils passaient dans des rainures étroites prévues dans la tôle d'aluminium. — Dans certains cas, des dispositions spéciales ont été adoptées pour que les fils échappent à tout contact avec la maquette du chariot.

Pour tenir compte des variations de position de l'aile par suite des changements d'incidence, le chariot était posé sur le sol, par l'intermédiaire d'une petite surépaisseur composée d'une dizaine de feuilles de contreplaqué. On supprimait une ou plusieurs de ces feuilles à mesure que l'incidence de l'aile était augmentée. Dans ces conditions la distance entre l'aile et la superstructure du chariot restait sensiblement constante. On respectait ainsi, plus exactement, les conditions d'expérimentation au chariot.

Vérification de la direction du courant d'air. — Une expérimentation préalable par la méthode habituelle de l'aile droite et retournée m'a permis de vérifier que la présence du sol n'avait pas modifié la direction générale du courant d'air.

Cette direction est restée ascendante de $+ 0^{\circ},5$. Les corrections correspondantes ont été appliquées aux résultats obtenus ainsi que les corrections pour la limitation de la veine fluide.

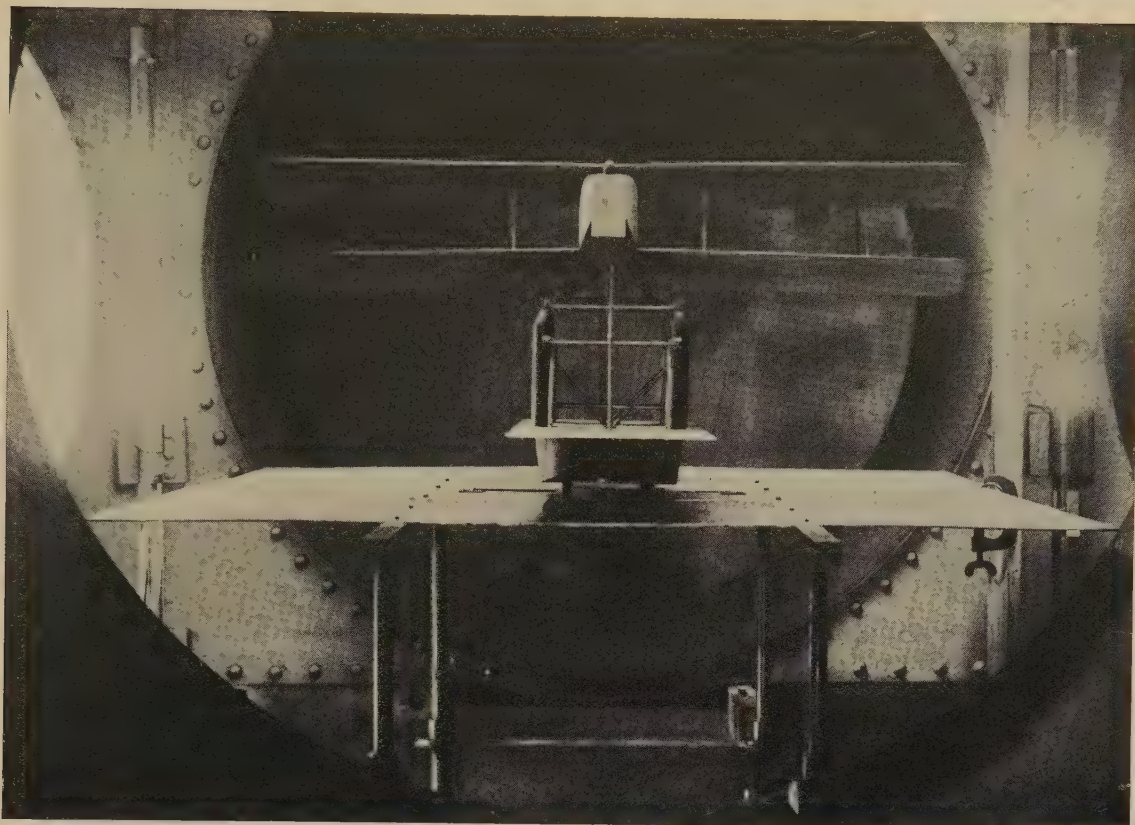
Modèles expérimentés. — J'ai expérimenté avec les modèles réduits de toutes les ailes, cellules ou avions essayés au chariot, savoir :

1° Aile S. C. 133 α = modèle réduit au 1/13 de l'aile
S. C. 133 G (Lioré-Ollivier).

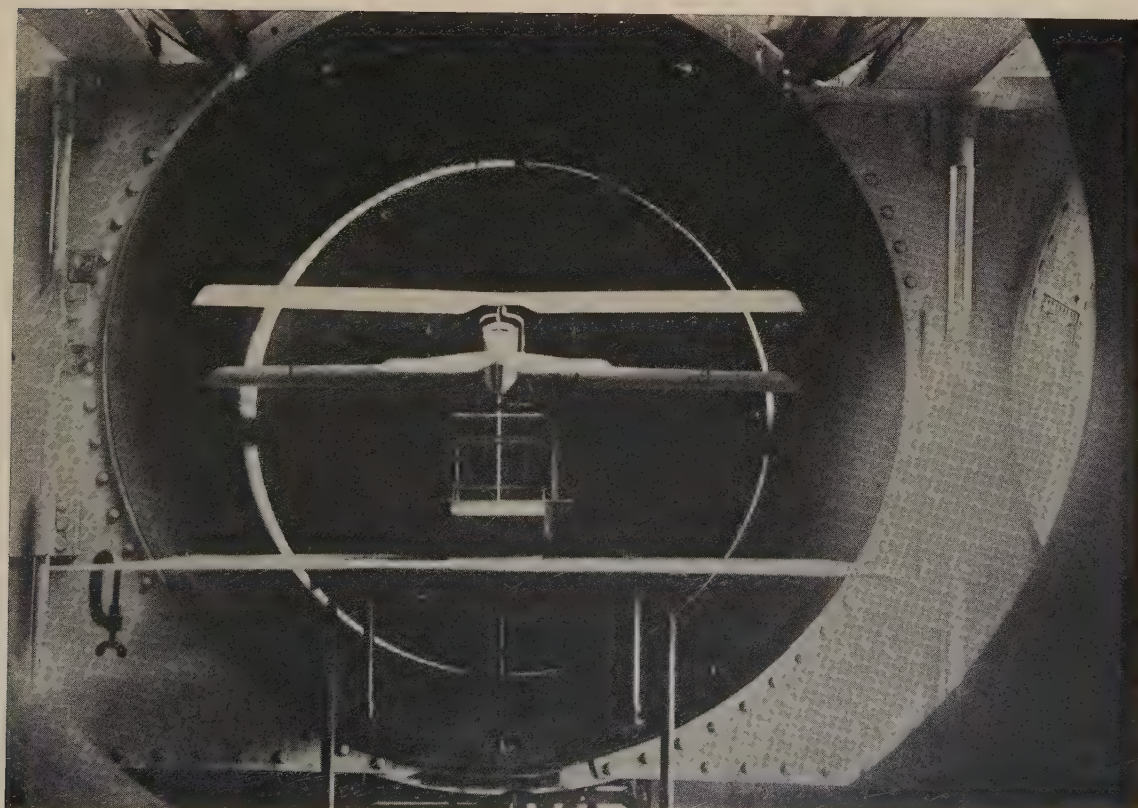
2° Aile S. C. 106 α = modèle réduit au 1/10 de l'aile
S. C. 106 G (aile Fokker).

3° Cellule biplane S.C. 106 ($\alpha + b$) = modèle au 1/10 de la cellule
S.C. 106 ($G_1 + G_2$ biplan Fokker).

MONTAGE, DANS LA SOUFFLERIE N° 1, D'UNE MAQUETTE DU CHARIOT,
AU-DESSUS D'UNE TÔLE REPRÉSENTANT LE SOL



Vue par l'avant



Vue par l'arrière

Tout d'abord, j'ai dû reprendre l'essai de cette surface, en l'absence de toute interaction, pour avoir les coefficients unitaires C_x et C_z relatifs à la vitesse du courant d'air utilisée dans les autres essais. Les essais antérieurs avaient été effectués à une vitesse de 40 m./sec. et les essais actuels à une vitesse de 32 à 33 m./sec. (Tableau 1°).

L'influence du sol a été étudiée pour trois distances assez différentes, savoir : 0 m. 530, 0 m. 438 et 0 m. 240 (Tableaux 2°, 3° et 4°).

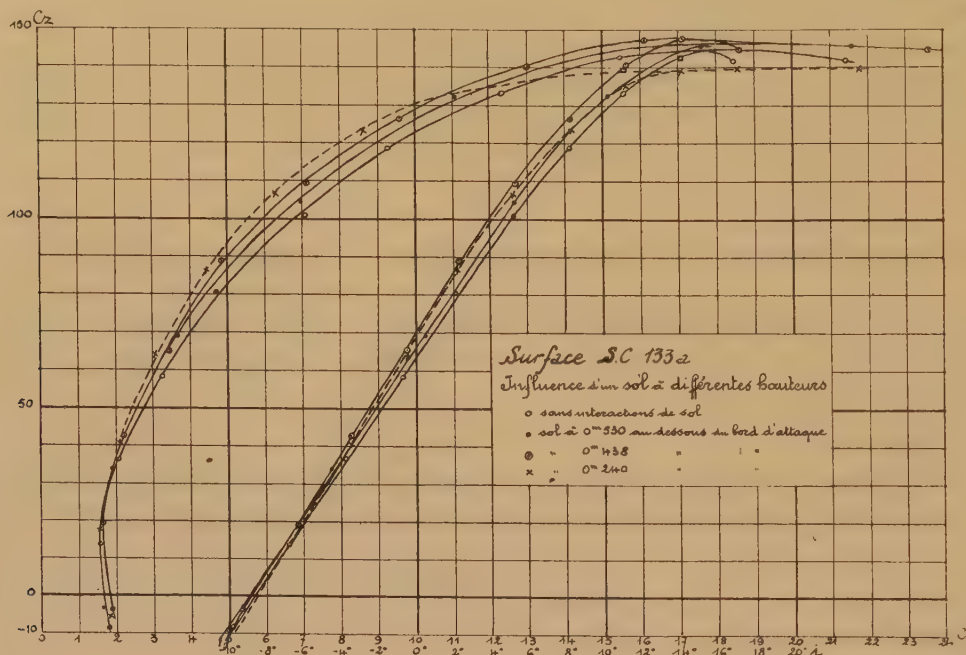


Fig. 27

L'ensemble des résultats est représenté sur la fig. 27, sur laquelle on a tracé les polaires et les courbes unitaires C_z . On voit que les polaires sont régulièrement décalées vers la gauche à mesure que la distance de la surface au sol diminue.

On voit aussi que le faisceau des courbes unitaires C_z est sensiblement divergent à partir de l'angle de portance nulle et que l'influence du rapprochement du sol correspond à une augmentation du coefficient angulaire $\frac{d C_z}{d i}$. La courbe unitaire des C_z pour le sol à 0,240 recoupe cependant le faisceau des trois autres. Cette particularité peut être attribuée à une légère erreur (0°3, sur les angles d'incidence).

Il convient d'étudier d'abord le décalage des polaires en fonction de la distance relative de l'aile et du sol. Cette distance varie légèrement avec l'incidence de l'ailé. Si on considère la ligne moyenne du profil, on voit que pour l'angle de + 3° cette ligne moyenne recoupe, en son milieu, l'horizontale 0,530 au-dessus du sol. J'ai admis que la cote 0,530 était applicable à cette incidence particulière et, sur une épure, j'ai déterminé les cotes d'altitude relatives aux autres incidences.

Le Tableau ci-dessous donne le résultat de ces mensurations.

1° CALCUL DE LA HAUTEUR RELATIVE AU-DESSUS DU SOL POUR UNE HAUTEUR DE RÉFÉRENCE ÉGALE A H									
Incidences.....	— 9°	— 6°	— 3°	0°	+ 3°	+ 6°	+ 9°	+ 12°	+ 15°
Corrections h'.....	14,4	10,8	7,2	3,6	0	— 3,6	— 7,2	— 10,8	— 14,4

Pour chaque hauteur de référence H il est alors facile de calculer la hauteur réelle $h/2 = H + h'$ correspondant à chaque incidence.

L'étude théorique de l'influence d'un sol utilise la méthode de l'image du modèle influencé, par rapport au sol. On réalise ainsi la condition d'influence du sol puisque, par raison de symétrie, les vitesses résultant de l'influence réciproque du modèle et de son image seront contenues dans le plan du sol miroir à l'emplacement de celui-ci.

La hauteur réelle $h/2 = H + h'$, définie précédemment, mesure donc le demi-entreplan du système constitué par le modèle et par son image. Le calcul de l'influence réciproque d'un planeur et de son image peut alors être fait par la méthode de Prandtl, en tenant compte :

- 1° De la traînée induite due aux tourbillons marginaux de l'image;
- 2° De la variation de vitesse produite par le tourbillon attaché de l'image.

C'est la méthode employée par Betz en 1914 (Z. f. F. u. M., page 253) et réadaptée par lui pour le calcul des biplans (*Technische Berichte*, volume 1, page 103).

Si on se limite à la théorie du premier ordre, c'est-à-dire si l'on néglige l'influence du changement de vitesse due au tourbillon attaché de l'image, et si on néglige l'influence de la courbure, la théorie proposée par Prandtl conduit à caractériser l'influence de l'image ou du sol par une composante verticale de vitesse (ou vitesse induite) dont la valeur est donnée par la relation

$$v = \frac{2 P}{\pi \rho V L^2} Z$$

dans laquelle : P, est la sustentation totale (de l'aile ou de son image); ρ , est la densité de l'air; V, la vitesse; L, l'envergure (aile ou image) et Z, est un coefficient qui dépend de la distance relative h/L du système aile-image et de l'élément considéré suivant l'envergure L. Ce coefficient a été calculé pour les différentes valeurs de h/L .

La traînée induite correspondant à cette vitesse induite peut alors être déterminée par l'intégration de $-L/2$ à $L/2$ du produit $\left(\frac{v}{V} dP\right)$; dP étant la poussée élémentaire en un point quelconque de l'envergure.

Cette intégration peut être faite graphiquement et on en déduit un coefficient d'influence σ dont la valeur est définie par la relation :

$$\sigma = T'_i \times \frac{\pi q L^2}{P^2}$$

ou encore :

$$\sigma = \Delta Cx \frac{\pi L^2}{Cz^2 S}$$

ΔCx est le coefficient unitaire de la résistance induite T'_i , ΔCx peut être relevé aisément sur les polaires (*fig. 27*). J'ai établi ainsi les éléments des Tableaux numériques ci-dessous.

1° Sol à $H = 0,530 \frac{L^2}{S} = 6,46 \quad \frac{\pi L^2}{S} = 20,3$										
i	-9°	-6°	-3°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	
$h/2$	545	541	537	533,6	530	526	523	519	515	h/L moyen = 1,365
h/L	1,41	1,40	1,39	1,38	1,37	1,36	1,35	1,34	1,33	
Cz	-0,03	0,187	0,41	0,63	0,847	1,055	1,228	1,365	1,44	
$\frac{20,3}{Cz^2}$		580	121	51,3	28,3	18,3	13,5	10,9	0,98	
100 ΔCx			0,13	0,55	0,37	0,50	0,60	0,75		σ_e moyen = 0,107
100 σ_e			15,7	12,8	10,5	9,15	8,1	8,2		

2° Sol à H = 0,438										
<i>i</i>	— 9°	— 6°	— 3°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	
<i>h/L</i>	1,17	1,16	1,15	1,14	1,13	1,12	1,115	1,106	1,095	<i>h/L</i> moyen = 1,125
$\frac{20,3}{Cz^2}$			121	51,3	28,3	18,3	13,5	10,9	0,98	
100 Δ <i>Cx</i>			0,14	0,27	0,60	0,95	1,10	1,55		
100 <i>σ_e</i>			16,9	13,9	17,0	17,4	14,9	16,9		<i>σ_e</i> moyen = 0,161
3° Sol à H = 0,240										
<i>i</i>	— 9°	— 6°	— 3°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	
100 Δ <i>Cx</i>			0,2	0,45	0,90	1,35	1,60			<i>h/L</i> moyen = 0,62
100 <i>σ_e</i>			24,2	23,1	25,5	24,7	21,7			<i>σ_e</i> moyen = 0,238

On voit que les valeurs de *σ_e* sont définies avec d'autant plus de précision que Δ est plus grand.

A cette traînée induite négative correspond un angle induit, également négatif, et dont les valeurs sont données par la relation

$$\Delta i = \sigma \frac{Cz S}{\pi L^2} \times 57,3 = 3,05 \sigma Cz.$$

On trouve ainsi :

pour H = 0,530	soit <i>h/L</i> moyen = 1,365	Δ <i>i</i> = 0,325 Cz
" H = 0,438	" " = 1,125	Δ <i>i</i> = 0,490 Cz
" H = 0,240	" " = 0,62	Δ <i>i</i> = 0,725 Cz

Si on applique ces valeurs à la courbe unitaire Cz sans interaction, on trouve un faisceau de courbes divergentes analogues au faisceau expérimental, dont les chevauchements peuvent être attribués aux erreurs sur la détermination de l'angle d'incidence.

2° Essais avec l'aile S. C. 106 a.

A une date postérieure à ces premiers essais, j'ai été amené à expérimenter dans les mêmes conditions d'interaction, l'aile S. C. 106 a qui est le modèle réduit au 1/10 d'une aile inférieure de biplan Fokker D. 7.

Les expériences ont été faites en tunnel fermé. J'ai d'abord déterminé les caractéristiques de l'aile S. C. 106 a en l'absence de toute interaction de sol ou de chariot. Puis j'ai fait monter la plaque en tôle représentant le sol à une distance moyenne de 465 mm. au-dessous de l'aile. Enfin une expérience complémentaire a été faite avec le chariot en présence.

Les résultats obtenus en ce qui concerne l'interaction-sol sont indiqués dans le Tableau ci-dessous et représentés sur les graphiques *fig. 28*.

MESURE DE L'INTERACTION-SOL POUR L'AILE S. C. 106 a											
a) Résultats relatifs à l'aile S. C. 106 a sans interaction-sol											
<i>i</i>	— 9°15'	— 6°10'	— 3°05'	0°0	2°80'	5°80'	8°75'	11°9'	14°85'	17°85'	
100 Cz	—17,15	1,05	23,0	44,0	65,3	86,0	105,5	123,7	139	147,0	
100 <i>Cx</i>	8,92	4,91	2,04	2,39	3,75	5,36	8,04	11,03	14,63	18,91	
b) Résultats relatifs à l'aile S. C. 106 a avec interaction-sol à 0 m. 465											
<i>i</i>		— 4°75'	— 1°7'	1°35'	4°35'	7°45'	10°50'	13°55'	16°60'		
100 Cz		13,7	35,0	57,5	79,0	102,1	121,1	138,1	145,1		
100 <i>Cx</i>		3,00	1,96	3,21	4,54	6,85	9,59	12,96	17,97		

On voit, par la comparaison des polaires, que la détermination expérimentale de l'interaction sol peut se représenter très exactement par la relation :

$$\frac{\Delta Cx}{Cz^2} = 0,0062$$

On en déduit :

$$\sigma_e = 0,115$$

pour :

$$h/L = \frac{465 \times 2}{700} = 1,33 \text{ avec } \frac{\pi L^2}{S} = 18,35$$

Les courbes unitaires Cz divergent également d'un angle induit d'interaction — sol voisin de $0,35 Cz = 0,0062 \times 57,3 Cz$.

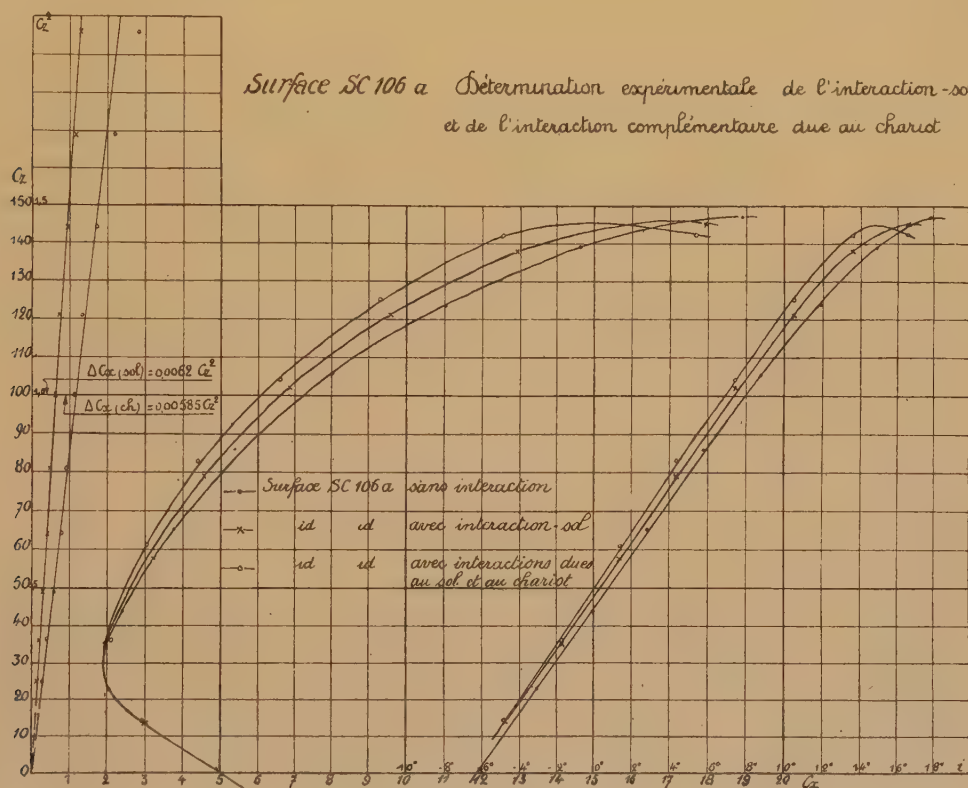


Fig. 28

Il nous reste donc à confronter les valeurs trouvées pour le coefficient d'influence σ_e avec les valeurs théoriques données par Prandtl. Ces valeurs théoriques n'ont d'ailleurs été précisées que pour des valeurs de h/L inférieures à 0,5.

Toutefois, Prandtl a indiqué deux formules d'interpolation qui sont les suivantes :

$$\sigma = \frac{1}{1 + 5,3 \frac{h}{L}} \text{ pour } \frac{1}{15} < \frac{h}{L} < \frac{1}{4}$$

$$\text{et } \sigma = \frac{1 - 0,66 \frac{h}{L}}{1,05 + 3,7 \frac{h}{L}} \text{ pour } \frac{1}{15} < \frac{h}{L} < \frac{1}{2}$$

Cette dernière formule ne peut visiblement pas être extrapolée pour des valeurs de h/L supérieures à 0,5. Elle conduirait d'ailleurs à $\sigma = 0$ pour $h/L = 1,5$ ce qui est contraire à nos résultats d'expérience.

Au contraire, la première formule extrapolée jusqu'à $h/L = 1,5$ s'accorde remarquablement avec nos résultats expérimentaux. Sur la *fig. 29* nous avons représenté les variations de σ avec h/L d'après les calculs théoriques et d'après les formules précédentes. Les points x représentent les résultats déduits des expériences décrites précédemment. Sur le même graphique nous avons fait figurer les valeurs de σ calculées d'après un grand nombre de mesures effectuées en vue de

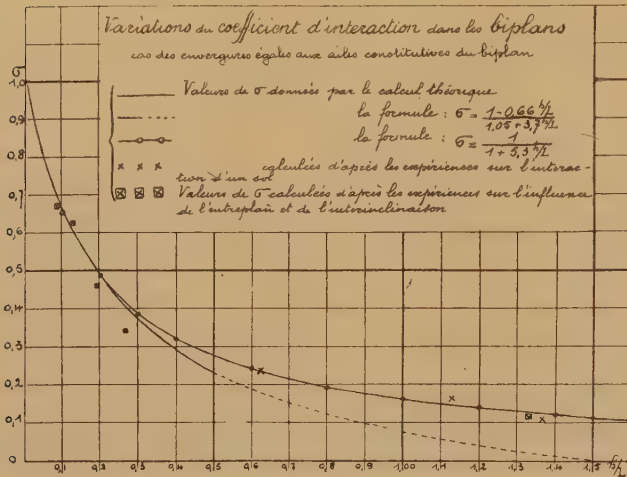


Fig. 29

En résumé l'intérêt des expériences actuelles est de prolonger notablement les vérifications expérimentales de la théorie des surfaces sustentatrices ce qui nous permettra par la suite une évaluation presque rigoureuse de l'interaction-sol sans recourir à une expérimentation nouvelle.

AUTRES VÉRIFICATIONS DES FORMULES PRÉCÉDENTES

3° Essais avec le biplan 106 ($a + b$).

Dans le but de vérifier les lois d'interaction déduites des expériences précédentes, j'ai effectué le calcul des interactions dues à la présence du sol sur une cellule biplane. Le modèle utilisé est une réduction au 1/10 d'un biplan constitué par deux ailes inférieures de Fokker D VII. Le modèle, vraie grandeur, a été expérimenté au chariot.

Dans le cas d'une cellule biplane le calcul des interactions dues à la présence d'un sol doit être fait pour chacune des ailes séparément en fonction de l'influence des images respectives de chacune d'elles. Une étude préalable est donc nécessaire qui permettra de connaître les coefficients unitaires de chacune des ailes constitutives du biplan en présence de l'autre.

Dans ce but on a fixé sur la balance à fils l'aile interactionnée, et sur un support auxiliaire, l'aile interactionnante. Le dispositif expérimental est identique à celui que j'ai utilisé pour l'étude systématique des biplans.

Les résultats obtenus sont indiqués dans les Tableaux ci-dessous et représentés sur les graphiques *fig. 30*.

AILE 106a = aile supérieure d'un biplan, interactionnée par une aile 106b										
$i \dots \dots$	-7°9	-5°9	-1°9	+0°95	4°1	7°1	9°8	13°5	16°3	L'aile 106b, identique à 106a était à 126 m/m de 106a.
100 Cz.	-13,2	+4,05	22,5	43,6	62,0	82,7	104,0	122	128,5	
100 Cx.	6,36	2,77	2,40	3,01	4,47	6,63	10,0	12,53	16,12	

AILE 106a = aile inférieure d'un biplan, interactionnée par une aile 106b.											
$i \dots \dots$	$-5^{\circ},7$	$-3^{\circ},3$	$-0^{\circ},4$	$+2^{\circ},1$	$4^{\circ},6$	$7^{\circ},65$	$10^{\circ},65$	$13^{\circ},7$	$17^{\circ},4$	$18^{\circ},3$	Même remarque
100 C_z .	$-2,77$	$+16,3$	$34,0$	$46,5$	$62,0$	$77,6$	$94,2$	$110,5$	$124,5$	$126,0$	que
100 C_x .	$5,37$	$2,31$	$2,74$	$3,74$	$5,14$	$7,01$	$9,7$	$12,6$	$15,7$	$16,9$	ci-dessus.

On peut alors calculer la polaire et les courbes unitaires du biplan total. Cette polaire a été tracée en trait mixte sur la fig. 30.

Pour l'application du calcul des interactions, j'ai d'abord déterminé, par une épure, les hauteurs réelles de chacune des ailes au-dessus du sol en fonction des angles d'incidence du biplan. Comme pour l'aile 133 a, j'ai pris comme point de référence le milieu de la ligne moyenne de chacun des profils.

Dans les expériences faites avec le modèle de biplan Fokker le sol était à 0 m. 438 au-dessous de l'horizontale des attaches avant. Cette cote correspond à la hauteur réelle de l'aile inférieure pour l'incidence de $0^{\circ},5$. Dans cette même position, l'aile supérieure est à 128 mm. au-dessus.

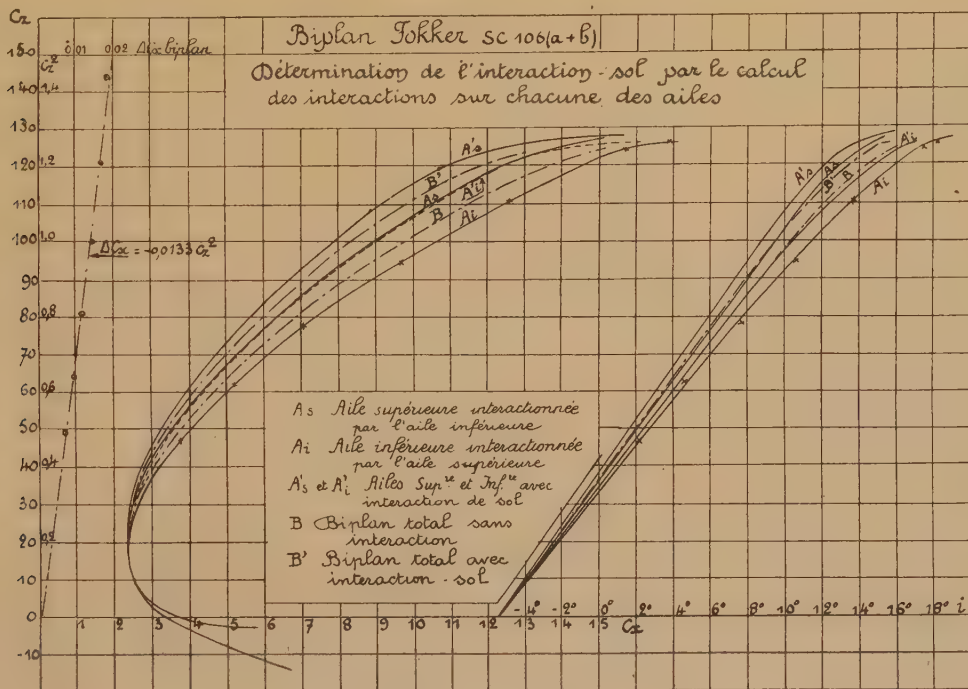


Fig. 30

Le calcul des interactions pour chacune des ailes est résumé dans les Tableaux page 74.

A l'aide des valeurs ΔC_x et Δi on peut déterminer les nouvelles courbes unitaires et la nouvelle polaire pour chacune des ailes influencées par le sol. On en déduit ensuite, aisément, les nouvelles courbes unitaires et la polaire du biplan total influencé par le sol. Ces transformations sont représentées sur la fig. 30.

En comparant la polaire B' du biplan avec interaction au sol à la polaire B du biplan sans interaction de sol, on déduit la loi de variation de l'interaction totale ΔC_{x_B} avec C_z^2 . On voit que l'on a très exactement :

$$\Delta C_{x_B} = -0,0133 C_z^2.$$

On détermine de même

$$\Delta i_B = -0,76 C_z.$$

CALCUL DES INTERACTIONS POUR L'AILE SUPÉRIEURE										CALCUL DES INTERACTIONS POUR L'AILE INFÉRIEURE									
a) Interactions dues à l'image de l'aile supérieure = $\Delta Cx ss'$										a) Interactions dues à l'image de l'aile inférieure $\Delta Cx ii'$									
100 Cz	40	60	80	100	120	Les hauteurs complémentaires $h's$ sont déterminées par un graphique				100 Cz i	40	60	80	100	120				
i s	+ 0 ⁰⁶	3 ⁰⁵	6 ⁰⁵	9 ⁰⁵	13 ⁰					i i	+ 1 ⁰⁰	4 ⁰⁶	+ 8 ⁰¹	+ 11 ⁰⁷	+ 15 ⁰⁷				
h's	126	120	113	107	99					h' i	- 3	- 10	- 10	- 23	- 30				
$\frac{h ss'}{2} = 438 + h's$	564	558	551	545	537					$\frac{hii'}{2} = 438 + h'i$	435	428	427	415	408				
$\frac{h ss'}{L}$	1,6	1,58	1,57	1,55	1,53	h/L moyen = 1,56.				hii' / L	1,24	1,22	1,20	1,18	1,16				
δ	0,107	0,107	0,107	0,107	0,107					σm	0,136	0,136	0,136	0,136	0,136				
100 $\Delta Cx ss'$	0,091	0,205	0,365	0,57	0,82					100 $\Delta Cx ii'$	0,116	0,26	0,46	0,72	1,04				
$\Delta i ss'$	0 ⁰¹³	0 ⁰²⁰	0 ⁰²⁶	0 ⁰³³	0 ⁰³⁹					$\Delta ii'$	0 ⁰¹⁶	0 ⁰²⁵	0 ⁰³³	0 ⁰⁴¹	0 ⁰⁵⁹				
b) Interactions dues à l'image de l'aile inférieure = $\Delta Cx si'$										b) Interactions dues à l'image de l'aile supérieure $\Delta Cx is'$									
i s	+ 0 ⁰⁶	3 ⁰⁵	6 ⁰⁵	9 ⁰⁵	13 ⁰	La hauteur $h si'$ est la distance entre l'aile supérieure et l'image de l'aile inférieure.				i i	+ 1 ⁰⁰	4 ⁰⁶	8 ⁰¹	11 ⁰⁷	15 ⁰⁷				
100 Cz s	40	60	80	100	120					100 Cz i	40	60	80	100	120				
100 Cz i	37	56,5	73	89	107,5					100 Cz s	43	67	90,5	113,5	127,5				
(Cz s $\times$ Cz i)	0,148	0,333	0,584	0,89	1,29					(Cz i $\times$ Cz s)	0,162	0,40	0,725	1,135	1,53				
438 + h' s	564	558	551	545	537					438 + h' i	435	428	422	415	408				
438 + h' i	436	430	425	419	413					438 + h' s	563	556	548	540	531				
h si'	1000	988	976	964	920					h i s'	9 ⁰⁹⁸	984	970	955	939				
hsi' / L	1,42	1,40	1,385	1,38	1,35	h/L moyen = 1,375				h i s' / L	1,42	1,40	1,38	1,36	1,33				
σ	0,117	0,120	0,120	0,180	0,122	σ moyen = 0,120.				σ	0,118	0,120	0,120	0,121	0,125				
100 $\Delta Cx si'$	0,095	0,213	0,374	0,57	0,825					100 $\Delta Cx is'$	0,102	0,257	0,4	0,735	1,025				
$\Delta i si'$	0 ⁰¹⁴	0 ⁰²⁰	0 ⁰²⁷	0 ⁰³²	0 ⁰⁴⁰					$\Delta is'$	0 ⁰¹⁵	0,245	0 ⁰⁴	0 ⁰⁴²	0 ⁰⁴⁹				
c) Interactions totales pour l'aile supérieure = $\Delta Cx ss' + \Delta Cx si'$										c) Interactions totales pour l'aile inférieure $\Delta Cx ii' + \Delta Cx is'$									
100 $\Sigma \Delta Cx$	0,186	0,418	0,739	1,14	1,645					100 $\Sigma \Delta Cx$	0,218	0,52	0,93	1,45	2,06				
$\Sigma \Delta i$	0 ⁰²⁷	0 ⁰⁴⁰	0 ⁰⁵³	0 ⁰⁶⁵	0 ⁰⁷⁹					$\Sigma \Delta i$	0 ⁰³¹	0 ⁰⁴⁹	0 ⁰⁶⁷	0 ⁰⁸³	1 ⁰⁰⁸				
$\sigma's$	0,218	0,218	0,217	0,214	0,215	σs moyen = 0,216.				σi	0,256	0,270	0,272	0,272	0,268				
															σi moyen = 0,270.				

Remarque. — Cette valeur de ΔCx_n rapportée à une aile monoplane identique à celles qui constituent le biplan, correspondrait à un coefficient d'influence fictif σ' dont la valeur serait donnée par la relation

$$\sigma' = \frac{\Delta Cx}{Cz^2} \times \frac{\pi L^2}{S} = 0,0133 \times 1,87 = 0,248.$$

Ce σ' fictif correspondrait à un h/L fictif de 0,58 et on remarque que σ' est très voisin de la moyenne des coefficients d'influence totaux pour chacune des ailes séparées. Cette moyenne est en effet égale à :

$$\frac{0,216 + 0,270}{2} = \frac{0,486}{2} = 0,243.$$

Nous avons également vérifié que si, dans le calcul des interactions partielles pour chacune des ailes, on néglige de tenir compte des portances respectives de chacune d'elles on obtient des coefficients d'influence qui sont majorés pour l'aile supérieure et diminués pour l'aile inférieure. Dans le cas particulier traité (biplan à entreplan normal égal à la corde des ailes) nous avons trouvé que la moyenne de ces coefficients approchés était encore égale au coefficient fictif calculé plus haut.

L'intérêt de cette remarque sera de pouvoir calculer avec une approximation suffisante l'interaction totale pour un biplan analogue, même si l'on ne connaît pas les courbes unitaires de chacune des ailes constitutives du biplan.

Il y a lieu de remarquer qu'on commettrait une erreur beaucoup plus grande si l'on voulait calculer l'interaction pour le biplan en l'assimilant à une aile unique d'allongement équivalent.

Ainsi, dans le cas du biplan expérimenté, l'entreplan relatif étant de $127/704 = 0,18$, le coefficient d'influence des ailes entre elles est $\sigma = 0,51$, on en déduit la valeur de l'allongement réduit du biplan soit :

$$A_B = \frac{2}{1 + \sigma} \times \frac{L^2}{S_B} = 3,94.$$

La hauteur moyenne du milieu de la cellule au-dessus du sol étant (d'après l'épure) $438 + 43 = 481$, le h/L moyen correspondant sera 1,37.

Pour cette valeur on trouverait $\sigma = 0,120$ et l'interaction calculée par la formule habituelle serait :

$$\Delta Cx = -\sigma \times \frac{Cz^2}{\pi} \times \frac{S_B}{K^2 L^2}$$

soit :

$$\Delta Cx = -0,120 \times \frac{Cz^2}{\pi} \times \frac{1}{3,94} = -0,0097 Cz^2.$$

Alors que le calcul correct a donné : $\Delta Cx_B = -0,0130 Cz^2$.

Il nous reste maintenant à vérifier que l'expérimentation directe donne des résultats en bon accord avec les valeurs précédemment calculées.

L'expérience a été faite de la manière décrite antérieurement et les Tableaux ci-dessous donnent les résultats obtenus.

ÉTUDE EXPÉRIMENTALE DE L'INTERACTION-SOL SUR UN BIPLAN										
a) Résultats relatifs au biplan sans interaction de sol										
<i>i</i>	— 7°7	— 4°7	— 1°6	+ 1°5	4°5	7°6	10°6	13°7	16°7	19°8
100 Cz	— 7,8	+ 8,97	25,3	45	62,6	80,5	97,7	111	122,5	129,4
100 Cx	6,62	3,69	3,13	4,32	6,02	8,25	11,17	13,98	18,40	22,8
b) Résultats relatifs au même biplan [S. C. 106 (a + b)] avec interaction d'un sol à 0 m. 438 des attaches avant										
<i>i</i>	— 6°95	— 4°06	— 1°12	+ 1°8	4°74	7°67	10°61	13°53	16°54	
100 Cz	— 3	+ 14,84	32,7	50	68	84,9	101,8	123,6	121,6	
100 Cx	6,02	3,38	3,42	4,52	6,04	8,08	10,82	14,33	19,13	

Ces résultats sont représentés sur la *fig. 31* et la comparaison des polaires expérimentales donne comme valeur de l'interaction totale sur le biplan

$$\Delta C_{x_B} = -0,0126 C_z^2.$$

De même, les courbes unitaires C_z donnent

$$\Delta i = -0,74 C_z.$$

Ces valeurs sont en parfait accord avec les valeurs théoriques calculées précédemment et l'expérience constitue une très bonne vérification de la fonction admise pour la variation de σ avec h/L pour toutes les valeurs de h/L comprises entre 1 et 1,6.

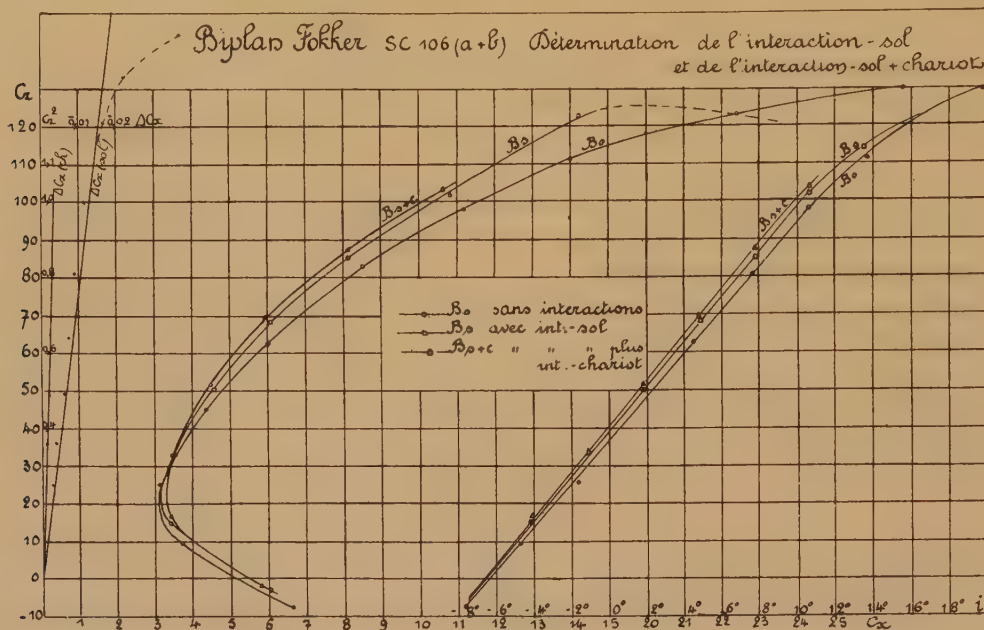


Fig. 31

4° Application aux essais de deux maquettes du Bréguet 14 A.2.

a) *Maquette au 1/10.* — Comme je l'ai dit, précédemment, la grandeur de ce modèle, par rapport aux dimensions du tunnel, pouvait faire craindre que les résultats expérimentaux ne soient légèrement faussés par suite de l'effet d'obstruction causé par le modèle principalement aux grandes incidences.

Cependant, en ce qui concerne les corrections habituelles pour ramener les résultats à une veine fluide illimitée, nous avons vérifié que cette grandeur de modèle n'était pas prohibitive. Pour cela, nous avons effectué les essais de cette maquette en tunnel ouvert et en tunnel fermé, à la même vitesse du courant d'air. Les corrections de parois ayant été appliquées aux résultats obtenus, on a trouvé que les courbes unitaires C_z étaient rigoureusement confondues et que les polaires l'étaient également jusqu'aux portances inférieures à $C_z = 65$. Au delà, on observe une très légère divergence, telle que la polaire tunnel ouvert, corrigée, vient un peu à gauche de la polaire correspondante en tunnel fermé. Cela semble indiquer que les corrections de parois se sont trouvées légèrement majorées pour les incidences supérieures à $+8^\circ$.

Cette majoration serait d'ailleurs égale à la moitié de l'écart entre ces polaires corrigées et elle est de l'ordre de grandeur des erreurs accidentelles dans les expériences. Toutefois, dans ce cas particulier, l'écart est bien systématique et doit être attribué à la cause indiquée précédemment.

Sur les *fig. 32* et *33*, j'ai indiqué les courbes unitaires et les polaires ainsi obtenues. Elles se rapportent donc à des essais sans interaction de sol et pour plus de précision, j'ai considéré dans ce qui suit, que la polaire véritable est exactement au milieu des deux polaires figurées pour la portion où elles divergent légèrement.

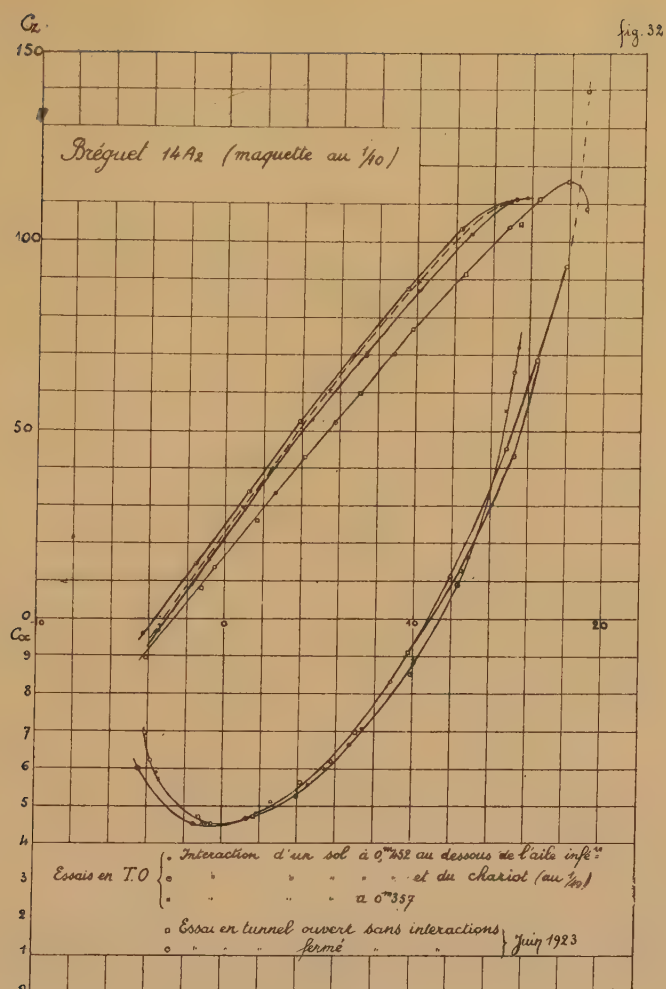
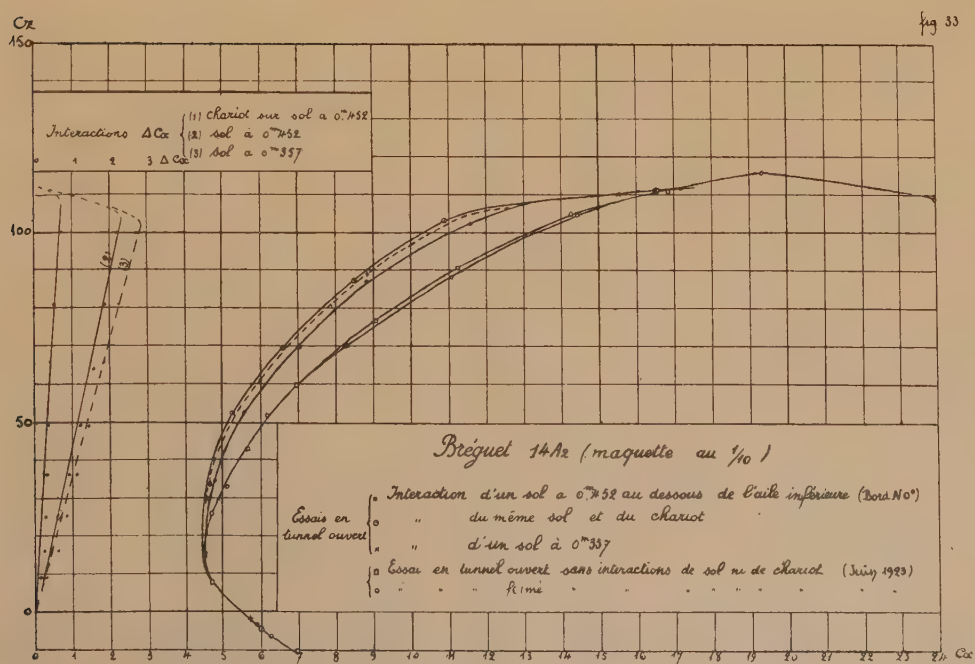


Fig. 32



J'ai effectué avec cette maquette des essais en présence d'un sol situé à 0 m. 452 au-dessous de l'aile inférieure. Au moyen d'une épure, j'ai déterminé, comme précédemment, les hauteurs relatives exactes pour chaque incidence et pour chacune des ailes.

Pour calculer les interactions, d'après la méthode précédente, il eut été nécessaire de connaître les portances séparées de chacune des ailes. Cette détermination préalable n'a pu être faite parce que le modèle ne permettait pas un essai des ailes séparément. Dans ces conditions, j'ai déterminé ces portances en utilisant un résultat expérimental antérieur. Les essais systématiques sur les biplans m'ont montré, en effet, que pour des entreplans relatifs $h/L = 0,265$ et $0,191$ les rapports des portances $Cz\ i/Cz\ s$ étaient respectivement 0,84 et 0,81 ($Cz\ i$ désignant le Cz de l'aile inférieure, $Cz\ s$ désignant le Cz de l'aile supérieure).

Dans le cas de la maquette du Bréguet 14 A.2, on a

$$h/L = \frac{0,177}{1,35} = 0,131$$

on peut donc admettre sans erreur notable que pour ce biplan, on a :

$$\frac{Cz\ i}{Cz\ s} = 0,80.$$

Les courbes unitaires $Cz\ i$ et $Cz\ s$ sont alors faciles à tracer de part et d'autre de la courbe unitaire expérimentale du biplan total.

Le calcul des interactions-sol est résumé dans les Tableaux ci-contre.

On aurait pu utiliser la remarque faite précédemment et calculer le σ fictif d'après les σ de chacune des ailes.

On trouve ainsi

$$\sigma' = \frac{0,226 + 0,194 + 0,171 + 0,194}{2} = 0,393$$

et l'on déduit

$$\Delta Cx_B = -0,393 \times \frac{Cz^2}{22} = -0,0179 Cz^2$$

J'ai préféré faire le calcul complet pour plus de précision, car il était nécessaire de déterminer d'une façon certaine la valeur de l'interaction théorique pour pouvoir la comparer à l'interaction mesurée expérimentalement.

Les Tableaux ci-après donnent les résultats de l'essai de la maquette en présence du sol situé à la distance indiquée (0 m. 532 au-dessous du plan des attaches avant).

ÉTUDE EXPÉRIMENTALE DE L'INTERACTION-SOL SUR LA MAQUETTE BRÉGUET AU 1/10									
a) Résultats relatifs à la maquette sans interaction-sol (tunnel fermé)									
<i>i</i>	— 3°8	— 0°55	2°63	5°80	8°90	12°0	14°9	18°0	19°0
100 <i>Cz</i>	— 6,48	+ 13,48	33,05	52,05	70,15	88,35	103,85	115,75	108,25
100 <i>Cx</i>	6,25	4,48	5,13	6,19	8,31	11,14	14,47	19,35	23,97
b) Résultats relatifs à la maquette sans interaction-sol (tunnel ouvert)									
<i>i</i>	— 4°7	— 1°2	+ 1°7	4°2	7°1	9°8	12°6	15°3	16°5
100 <i>Cz</i>	— 10,52	7,89	25,7	42,7	59,85	76,75	91,2	104,7	111,3
100 <i>Cx</i>	6,95	4,66	4,71	5,64	6,98	9,08	11,25	14,29	16,85
c) Résultats avec interaction-sol (<i>h/L</i> indiqués plus haut) (tunnel ouvert)									
<i>i</i>	— 3°46	— 0°83	+ 1°80	+ 4°6	7°4	10°1	12°93	15°76	
100 <i>Cz</i>	— 3,5	+ 15,4	34,4	52,9	69,9	87,2	102,2	111,5	
100 <i>Cx</i>	5,88	4,53	4,78	5,57	7,09	8,80	11,6	17,23	
d) Autres résultats avec interaction-sol ($\frac{h}{L}$ précédents — $\frac{0,075}{L}$) (tunnel ouvert)									
<i>i</i>	— 3°38	+ 0°96	5°50	10°08	14°84	Expérience de vérification pour contrôle des résultats. c)			
100 <i>Cz</i>	— 1,95	29,7	60,7	89,2	110,2				
100 <i>Cx</i>	5,72	4,56	6,02	8,88	15,51				

CALCUL DES INTERACTIONS DUES AU SOL POUR LA MAQUETTE BRÉGUET 14 A.2 AU 1/10

a) Aile inférieure $S_i = 0,19 \times 1,35 = 0,259 \text{ m}^2$ $L^2/S_i = 7,3$

i	+ 1°	4°	7°	10°	13°	16°	Interactions dues à l'image de l'aile inférieure.
$h i i'$	912	900	888	874	862	850	
$h i i'/L$	0,677	0,667	0,658	0,648	0,640	0,630	
σ	0,219	0,220	0,223	0,226	0,228	0,230	
$Cz^2 i$	0,042	0,137	0,287	0,483	0,724	0,960	
$100 \Delta Cx i i'$	0,04	0,132	0,28	0,47	0,72	0,96	
$h i s'$	1.089	1.075	1.062	1.047	1.033	1.019	Interactions dues à l'image de l'aile supérieure.
$h i s'/L$	0,81	0,798	0,79	0,78	0,766	0,755	
σ	0,187	0,190	0,191	0,194	0,197	0,198	
$Cz s$	0,25	0,45	0,65	0,855	1,035	1,19	
$Cz i \times Cz s$	0,0513	0,166	0,35	0,594	0,88	1,17	
$100 \Delta Cx i s'$	0,045	0,148	0,315	0,540	0,81	1,09	
$100 \Sigma \Delta Cx i$	0,085	0,280	0,595	1,01	1,53	2,05	Interactions totales.
σi	0,463	0,465	0,473	0,476	0,480	0,487	

b) Aile supérieure $S_s = 0,20 \times 1,35 = 0,27 \text{ m}^2$ $L^2/S_s = 6,8$

i	$+ 1^\circ$	4°	7°	10°	13°	16°	Interactions dues à l'image de l'aile supérieure.
$h s s'$	1,266	1,250	1,236	1,220	1,204	1,188	
$h s s'/L$	0,938	0,926	0,916	0,904	0,893	0,88	
σ	0,167	0,170	0,170	0,171	0,173	0,175	
$Cz^2 s$	0,0625	0,202	0,423	0,730	1,07	1,42	
$100 \Delta Cx s s'$	0,049	0,162	0,338	0,585	0,87	1,16	
							Interactions dues à l'image de l'aile inférieure.
$h s i'$	1,089	1,075	1,062	1,047	1,033	1,019	
$h s i'/L$	0,81	0,798	0,79	0,78	0,766	0,755	
σ	0,187	0,190	0,191	0,194	0,197	0,198	
$Cz i \times Cz s$	0,0513	0,166	0,35	0,594	0,88	1,17	
$100 \Delta Cx s i'$	0,042	0,137	0,292	0,505	0,84	1,01	
							Interactions totales.
$100 \Sigma \Delta Cx s$	0,091	0,299	0,630	1,09	1,71	2,17	
σs	0,310	0,314	0,317	0,318	0,340	0,323	

c) Calcul des interactions pour le biplan total

$Cz_B = \frac{Cz i + Cz s}{2}$	0,225	0,41	0,59	0,775	0,942	1,085	$100 \Delta Cx_B =$ $100 \frac{\Sigma \Delta Cx i + \Sigma \Delta Cx s}{2}$ $\sigma \text{ moyen} = 0,0180$ $L^2/S \text{ admis} = 7$
$100 \Delta Cx_B$	0,088	0,29	0,615	1,05	1,62	2,11	
$\frac{\Delta Cx_B}{Cz_B^2}$	0,0174	0,0174	0,0177	0,0178	0,0182	0,0179	
σ_B	0,380	0,380	0,390	0,385	0,402	0,395	

L'expérience (d) a été faite avec un sol rapproché de 75 mm. par rapport à la hauteur initiale. Elle avait pour but de contrôler les résultats obtenus dans les expériences (c). Les graphiques *fig. 32* et *33* montrent que l'interaction dans le cas (d) est en effet un peu plus grande que dans le cas (c).

La comparaison de la polaire sans interaction avec la polaire (c) permet de calculer l'interaction-sol expérimentale. On voit que cette interaction peut se représenter avec une très bonne approximation par la relation.

$$\Delta Cx = -0,0222 Cz^2 \text{ (expérience).}$$

Le calcul nous a donné en moyenne

$$\Delta Cx = -0,0180 Cz^2 \text{ (calcul).}$$

Il résulte de ceci qu'il y a lieu de penser que l'interaction-sol déterminée par l'expérience a été majorée dans le rapport $0,0222/0,0180 = 1,23$ par suite de l'effet d'obstruction du tunnel résultant des dimensions de la maquette Br. 14 A.2 au 1/10.

b) *Maquette au 1/20.* — J'avais prévu cette altération de l'interaction-sol dans le cas de cette maquette Br. 14 A.2 au 1/10 et dans le but de la mettre en évidence, en dehors de tout calcul théorique, j'ai effectué des mesures de l'interaction-sol sur une maquette deux fois plus petite du Br. 14 A.2. Cette seconde maquette était, par conséquent, au 1/20 de la vraie grandeur. Elle a été expérimentée d'abord sans interaction-sol puis en présence d'un sol situé à une distance relative h/L identique à celle qui a été indiquée pour la maquette au 1/10.

Ainsi dans cette expérience, l'influence de l'entreplan relatif devait être la même que dans les essais avec la grande maquette. En revanche l'effet d'obstruction devait être réduit dans des proportions considérables puisque les dimensions linéaires et les dimensions superficielles étaient respectivement réduites dans les rapports 1/2 et 1/4.

Les tableaux numériques ci-dessous donnent les résultats obtenus, qui sont représentés graphiquement sur la *fig. 34*.

ÉTUDE EXPÉRIMENTALE DE L'INTERACTION-SOL SUR LA MAQUETTE BR AU 1/20.									
a) Résultats relatifs à la maquette sans interaction-sol									
i	— 5 ⁰ ,7	— 2 ⁰ ,6	+ 0 ⁰ ,4	3 ⁰ ,5	6 ⁰ ,54	9 ⁰ ,60	12 ⁰ ,6	15 ⁰ ,7	18 ⁰ ,7
100 Cz	— 29,3	— 7,93	12,77	32,17	51,9	69,6	83,6	95,2	97,7
100 Cx	8,1	4,95	3,72	3,76	4,92	6,65	9,23	16,9	26,7
b) Résultats relatifs à la maquette avec interaction-sol (0,276)									
i		— 3 ⁰ ,18	— 0 ⁰ ,43	2 ⁰ ,71	5 ⁰ ,66	8 ⁰ ,35	11 ⁰ ,26	14 ⁰ ,08	17 ⁰ ,07
100 Cz		— 8,77	11,7	32,7	52	70,2	86,6	96,3	99
100 Cx		5,25	3,99	3,67	4,85	6,69	9,50	16,66	26,64

La comparaison de ces polaires donne l'interaction-sol expérimentale dont nous avons représenté les variations en fonction de Cz^2 sur la *fig. 34*. Au-dessus de $Cz^2 = 0,7$ (soit $Cz = 0,84$) les ΔCx augmentent considérablement du fait que les polaires avec et sans interaction-sol n'ont pas le même Cz maximum. De plus, les valeurs de ΔCx pour les portances inférieures à 0,84 sont moins régulières que dans les déterminations antérieures. Ceci doit être attribué à des défauts de construction de la maquette dont les ailes très minces présentaient un certain degré de flexibilité. Comme il s'est écoulé un certain temps entre l'essai sans interaction de sol et l'essai avec interaction, cette maquette a pu se déformer légèrement amenant ainsi de petites différences dans l'allure des polaires. Quoiqu'il en soit on peut, avec une approximation suffisante, faire passer une droite moyenne entre les points représentatifs des variations de ΔCx avec Cz^2 . Cette droite aurait sensiblement pour équation :

$$\Delta Cx = -0,0180 Cz^2$$

Faisons maintenant le calcul des coefficients d'influence, par la méthode indiquée, en utilisant, pour simplifier, la remarque au sujet du coefficient fictif σ' . (Voir Tableau ci-dessous).

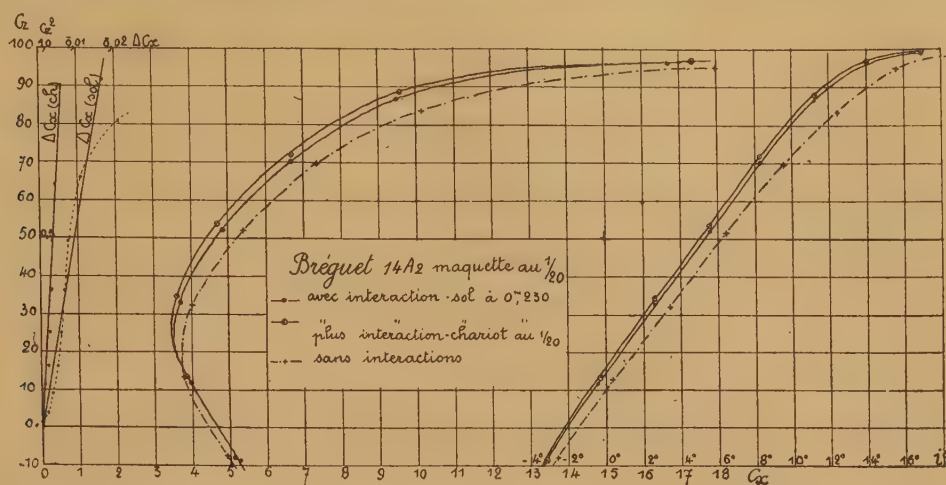


Fig. 34

CALCUL DES COEFFICIENTS D'INFLUENCE, POUR L'INTERACTION-SOL, DANS LE CAS DE LA MAQUETTE
BR. 14 A.2 AU 1/20 (Sol à 0 m. 276 des attaches)

a) Aile supérieure (Influence des images s' et i')

i	+ 1 ⁰ ,0	+ 4 ⁰	7 ⁰	10 ⁰	13 ⁰	16 ⁰	Les hauteurs $h's$ et $h'i$ ont été mesurées sur une épure en fonction de i .
276 + $h's$...	320	314	309	304	299	294	
hss'	640	628	618	608	598	588	
hss'/L	0,94	0,92	0,906	0,89	0,875	0,860	
$\sigma ss'$	0,167	0,169	0,170	0,172	0,176	0,179	Influence de s' .
276 + $h's$...	320	314	309	304	299	294	
276 + $h'i$...	228	22,4	220	216	212	208	Influence de i' .
hsi'	548	538	529	520	511	502	
hsi'/L	0,802	0,79	0,775	0,76	0,75	0,736	
$\sigma si'$	0,189	0,191	0,195	0,198	0,200	0,203	

b) Aile inférieure (Influence des images i' et s')

hii'	456	448	440	432	424	416	Influence de i' .
hii'/L	0,67	0,66	0,646	0,633	0,622	0,61	
$\sigma ii'$	0,220	0,223	0,226	0,229	0,233	0,236	
his'	548	538	529	520	511	502	
his'/L	0,802	0,79	0,775	0,76	0,75	0,736	Influence de s' .
$\sigma is'$	0,189	0,191	0,195	0,198	0,200	0,203	

c) Biplan total

$\Sigma \sigma/2 = \sigma_B$...	0,382	0,387	0,393	0,398	0,404	0,410	Moyenne = 0,0180.
$\Delta Cx/Cz^2$	0,0171	0,0173	0,0177	0,0179	0,0181	0,0184	

Il résulte de ce calcul que la valeur moyenne de l'interaction-sol théorique serait exactement égale à la valeur moyenne de l'interaction expérimentale.

Cet essai et le calcul correspondant confirment donc bien l'altération de cette interaction-sol pour le cas de la maquette au 1/10. Il était très important d'être fixé sur ce point afin de pouvoir préciser les corrections réelles à faire intervenir pour éliminer l'interaction-sol dans les expériences au chariot.

Conclusions. — Il résulte des nombreux essais effectués et des confrontations entre le calcul et les résultats d'expérience que l'interaction-sol, pour le cas des distances relatives entre le sol et le modèle, utilisées au chariot, peut être représentée, avec une bonne précision, par un coefficient d'influence σ dont la valeur en fonction de h/L est donnée par la relation :

$$\sigma = \frac{1}{1 + 5,3 \, h/L}.$$

Dans ces conditions la valeur de l'interaction ΔC_x pour un C_z donné sera donnée, dans le cas d'une aile unique, par la relation :

$$\Delta C_x = -\sigma \frac{C_z^2 \times S}{\pi L^2}.$$

Et l'angle d'interaction correspondant sera :

$$\Delta i = -\sigma \frac{C_z S}{\pi L^2}.$$

L'interaction-sol pour le cas d'un biplan devra être calculée pour chacune des ailes séparément en considérant pour chacune d'elles deux entreplans relatifs correspondant à chacune de leurs images respectives par rapport au sol. Une valeur suffisamment approchée du coefficient d'influence d'un biplan pourra être obtenue en faisant la moyenne des coefficients totaux de chacune des ailes et en calculant ΔC_x avec un S/L^2 correspondant à une aile unique, de mêmes dimensions que les ailes constitutives du biplan. Nous ne pouvons affirmer que ce calcul simplifié reste exact pour le cas des biplans à envergures très différentes et nous ne pouvons indiquer pour ce cas d'autre méthode que celle du calcul des interactions séparées.

Les formules et conclusions précédentes sont valables pour des valeurs de (h/L) comprises entre 0,5 et 1,6 soit pour des valeurs $h/2L$ comprises entre 0,25 et 0,8.

Documents expérimentaux antérieurs sur le problème de l'interaction-sol.

Parmi les expérimentations analogues et antérieures aux nôtres nous citerons les suivantes :

1° Expériences de Göttingen en 1912. — (*Auftrieb und widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontal Ebene*). (*Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, 1912. Heft, 17).

Dans cette étude, M. Betz a donné les variations respectives des coefficients unitaires C_x et C_z et du rapport C_z/C_x en fonction du rapport $(2 L/h)$ de l'envergure à la hauteur au-dessus du sol. D'après ces mesures, l'interaction-sol serait nulle ou négligeable pour les valeurs de h/L supérieures à 1. Les valeurs trouvées pour : $1 > h/L > 0,5$ sont d'ailleurs très faibles. Il en résulterait que, pour les valeurs h/L utilisées au chariot, l'interaction-sol serait en général négligeable. Nous venons de voir qu'il en est tout autrement.

2° Expériences de Washington Navy Yard. — (*Ground-plane influence on Airplane Wings*). (*The Journal of the Franklin Institute et Aviation and Aircraft Journal*, 27 juin 1921).

MM. Zahm et Bear ont étudié l'influence d'un sol plan horizontal sur une aile monoplane (allongement 6) du profil R. A. F. 6.

Comme dans les expériences de Betz, les expérimentateurs américains ont trouvé une interaction-sol tout à fait nulle ou négligeable pour $h/L > 1$. Pour les valeurs comprises entre 0,6 et 1 l'interaction devient plus appréciable. Toutefois, pour les entreplans usuels au chariot, ces expériences conduiraient également à négliger l'interaction-sol, ce qui est erroné.

3° Expérience de Göttingen en 1921. — (*Über den Flugelwiderstand in der Nähe des Bodens*), par Wieselberger. (*Z. f. F. u. M.* le 31 mai 1921, n° 10). (Traduit dans *Bulletin renseignements*, n° 4, du S. T. A.é.).

L'auteur expose la méthode théorique du calcul de l'interaction-sol, par la méthode des images et par application des théories de Prandtl.

Il cite une expérience faite, à Göttingen, sur un modèle d'avion monoplane en présence d'un sol.

Les caractéristiques, de dimensions et de distance, étaient les suivantes :

$$L = 1,24 \text{ m. ; } S = 0,1675 \text{ m}^2 ; h/L = 0,242.$$

On en déduit :

$$\sigma = 0,432 \text{ et } \Delta C_x = - 0,0150 C_z^2.$$

Les résultats de l'expérience sont en parfait accord avec le calcul théorique.

Il y a lieu de remarquer que l'entreplan choisi est très faible et que dans ces conditions il n'y avait pas d'inconvénients à appliquer des valeurs de σ vérifiées et calculées pour les biplans.

Ainsi, malgré ces antériorités, nos expériences sur cette question, conservent tout leur intérêt de nouveauté et elles permettent une extrapolation plus certaine des coefficients d'influence pour des valeurs importantes de l'entreplan relatif.

ÉTUDE PARTICULIÈRE de l'INTERACTION COMPLÉMENTAIRE DUE au CHARIOT

1^o Étude avec l'aile S. C. 133 a, pour deux dimensions du modèle du chariot (échelle 1/10 et 1/20).

La maquette de l'aile S. C. 133G est une réduction au 1/13,2 de l'aile essayée au chariot. Comme les maquettes du chariot étaient respectivement au 1/10 et au 1/20 l'interaction chariot, applicable à cette aile, doit être intermédiaire entre les valeurs déterminées expérimentalement avec les deux modèles du chariot. Je vais d'abord, utiliser ces résultats pour chiffrer la valeur de l'interaction complémentaire due au chariot.

a) *Interaction avec le modèle du chariot au 1/10.* — Cette interaction sera donnée par la différence des polaires obtenues : 1^o avec l'interaction-sol et chariot; 2^o avec l'interaction-sol seulement. Dans les deux expériences le sol était à une distance constante (0 m. 438 au-dessous de l'aile).

J'ai effectué une première série de mesures dans lesquelles le chariot au 1/10 était posé constamment sur le sol. Dans ces conditions la distance entre l'aile et le chariot variait pour toutes les incidences. Cette distance était minimum pour l'incidence maximum utilisée (soit 14° 18'). Elle correspondait alors sensiblement au 1/10 de la distance réelle utilisée dans les expériences au chariot.

Pour me rapprocher des conditions d'essais au chariot, j'ai effectué une seconde série de mesures en surhaussant le chariot, par rapport au sol, d'une quantité variable avec chaque incidence de l'aile; on respectait alors les conditions de proximité réalisées dans les essais au chariot.

Les résultats de ces expériences sont indiqués dans les Tableaux ci-après et représentés sur les fig. 35 et 36.

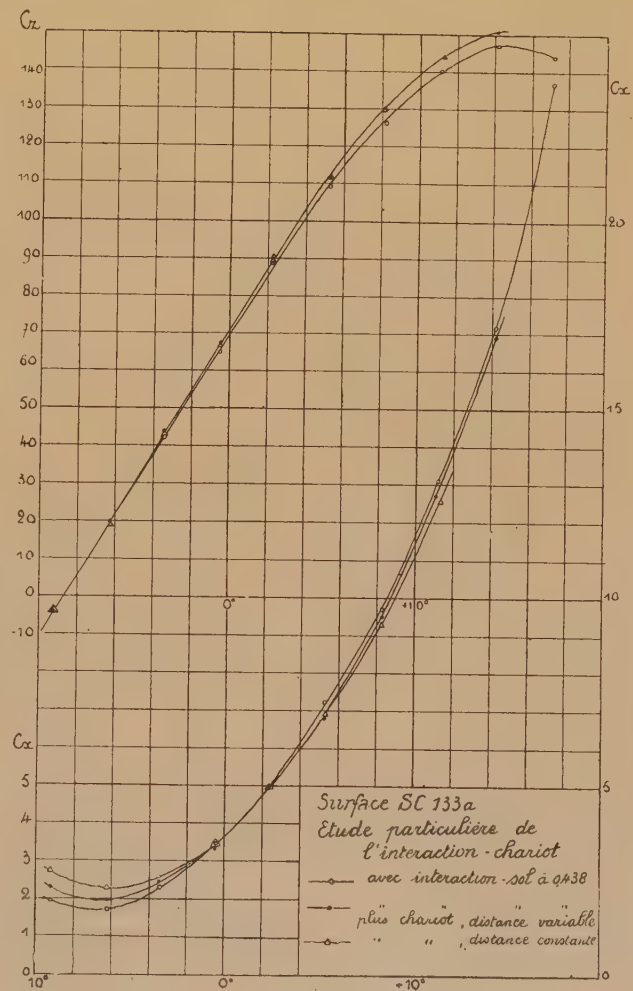


Fig. 35

INTERACTION CHARIOT AU 1/10 SUR L'AILE S. C. 133 a

a) Interaction-sol à 0,438. Courbes unitaires et polaires de référence

i	$-9^{\circ}25$	$-6^{\circ}24$	$-3^{\circ}44$	$-0^{\circ}49$	$+2^{\circ}31$	$5^{\circ}27$	$8^{\circ}24$	$11^{\circ}20$	$14^{\circ}19$
100 C_z	$-3,72$	$19,2$	$42,53$	$64,93$	$88,63$	$109,03$	$126,03$	$140,03$	$147,0$
100 C_x	$1,86$	$1,653$	$2,22$	$3,44$	$4,87$	$7,13$	$9,59$	$13,03$	$17,07$

b) Interaction-sol + chariot au 1/10. Chariot à distance variable de l'aile

i	$-9^{\circ}25$	$-6^{\circ}24$	$-3^{\circ}44$	$-0^{\circ}49$	$+2^{\circ}31$	$5^{\circ}27$	$8^{\circ}23$	$11^{\circ}3$	$14^{\circ}18$
100 C_z	$-3^{\circ}79$	$20,0$	$43,9$	$67,3$	$89,0$	$111,7$	$129,7$	$144,0$	$151,2$
100 C_x	$2,22$	$1,86$	$2,41$	$3,21$	$4,86$	$6,73$	$9,42$	$12,6$	$16,84$

c) Interaction-sol + chariot au 1/10. Chariot à distance constante de l'aile

i	$-9^{\circ}25$	$-6^{\circ}24$	$-3^{\circ}44$	$-0^{\circ}49$	$+2^{\circ}31$	$5^{\circ}27$	$8^{\circ}23$	$11^{\circ}3$	$14^{\circ}18$
100 C_z	$-3,80$	$18,77$	$42,80$	$67,0$	$90,7$	$111,9$	$130,0$	$144,0$	$151,2$
100 C_x	$2,67$	$2,20$	$2,46$	$3,32$	$4,89$	$6,80$	$9,22$	$12,46$	$16,84$

Ces résultats montrent, en les exagérant, l'allure et les variations de l'interaction chariot : $\Delta C_x (Ch)$.

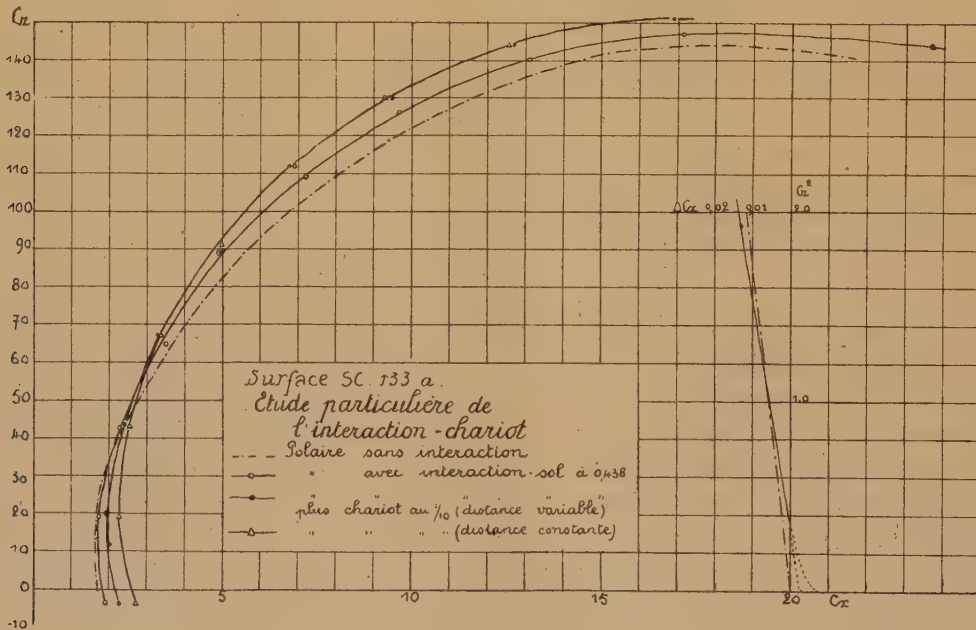


Fig. 36

On voit, que pour les portances supérieures à $C_z = 50$ ou 60 , $\Delta C_x (Ch)$ est le même pour la distance variable et pour la distance constante entre l'aile et le chariot dans les limites où nous avons opéré. (Car ce résultat ne saurait subsister pour des différences plus grandes entre l'aile et le chariot). Nous avons utilisé cette remarque pour faire les autres expérimentations en maintenant le chariot, le plus souvent, fixe sur le sol, c'est-à-dire à une distance du modèle variable avec l'incidence.

Cependant, il y a lieu de noter que, pour les faibles valeurs de C_z la proximité du chariot fait apparaître des résistances C_x de plus en plus élevées. J'ai trouvé un résultat analogue avec des ailes de profil semblable à celui de S. C. 133 a dans l'étude de l'interaction de support d'intrados. Ces profils (genre 430 Göttingen) réalisent, aux faibles portances, un écoulement du fluide très susceptible de variations appréciables avec l'influence des supports comme d'ailleurs avec l'influence du produit caractéristique ($V \times l$).

Si l'on considère les courbes unitaires C_z on voit que l'angle induit dû à l'interaction chariot est exactement le même dans les deux cas. La valeur de cet angle induit est nettement proportionnelle à C_z et sa valeur est donnée par la relation.

$$\Delta i^0 (ch) = -0,333 C_z.$$

Ou en radians :

$$\Delta i (ch) = -0,00584 C_z.$$

On en déduirait :

$$\Delta C_x (ch) = -0,00584 C_z^2.$$

Si l'on compare les polaires avec et sans interaction-chariot on voit que les points représentatifs de $\Delta C_x (ch)$ définissent une droite un peu différente de celle correspondant à l'équation ci-dessus. Cette droite a un coefficient angulaire de 0,008 (au lieu de 0,00584) et une abscisse à l'origine égale à 0,0025 pour le cas du chariot à distance variable de l'aile. Pour le cas du chariot rapproché de l'aile, la même droite convient depuis les portances élevées jusqu'à $C_z = 0,45$ environ. En dessous de cette portance, $\Delta C_x (ch)$ est positif et augmente à mesure que C_z diminue, plus rapidement que précédemment.

Avant de continuer l'examen de ces valeurs nous allons passer à l'interaction sur la même aile du modèle au 1/20 du chariot.

Les résultats relatifs à ces mesures sont indiqués dans les Tableaux ci-dessous et représentés graphiquement sur la figure 37.

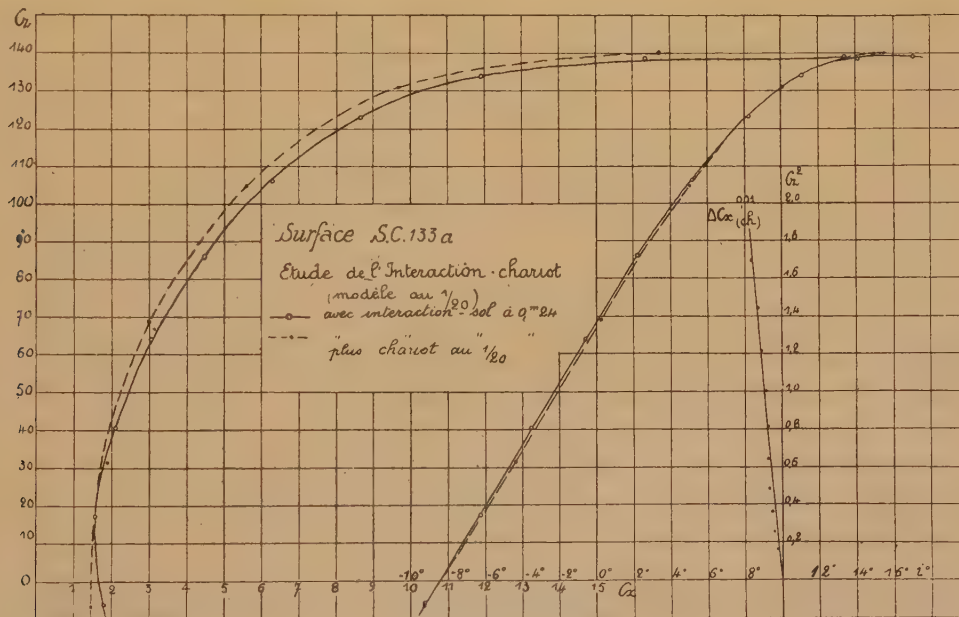


Fig. 37

INTERACTION DU CHARIOT AU 1/20 SUR L'AILE S. C. 133 a

a) Interaction-sol à 0,24. (Courbes unitaires et polaires de référence)

$i \dots \dots$	$-9^{\circ}24$	$-6^{\circ}24$	$-3^{\circ}48$	$-0^{\circ}54$	$2^{\circ}22$	$5^{\circ}18$	$8^{\circ}14$	$11^{\circ}12$	$14^{\circ}11$	$17^{\circ}11$
100 C_z ..	5,79	17,45	40,4	64,0	86,0	106,3	123,0	133,7	138,5	139,0
100 C_x ..	1,80	1,56	2,10	3,06	4,46	6,32	8,66	11,92	16,36	21,71

b) Interaction-sol à 0,24 + chariot au 1/20

$i \dots \dots$	$-9^{\circ}24$	$-4^{\circ}36$	$+0^{\circ}35$	$5^{\circ}08$	$10^{\circ}02$	15°
100 C_z ..	6,25	31,4	69,0	104,8	131,0	140,3
100 C_x ..	1,436	1,92	2,99	5,6	9,65	16,7

Dans ce cas, on voit sur les courbes de Cz que l'angle induit d'interaction est sensiblement nul. Mais nous savons que la précision pour les angles d'incidence est limitée et cette coïncidence des courbes Cz peut être due à une légère erreur sur les angles d'incidence.

La comparaison des polaires montre une interaction qui peut être représentée sensiblement par une droite moyenne en fonction de Cz². On aurait ainsi :

$$\Delta Cx_{(ch)} = - 0,0047 Cz^2.$$

Cette valeur est un peu plus faible que celle trouvée avec le chariot au 1/10 et surtout on n'observe plus d'augmentation de Cx aux faibles portances. Il semble même qu'il y ait une légère diminution. Nous retiendrons pour l'étude ultérieure de comparaison avec les résultats obtenus au chariot que l'interaction pour cette aile doit être intermédiaire entre les valeurs indiquées ci-dessus.

2° *Étude de l'interaction complémentaire due au chariot au moyen de l'aile S.C. 106 a.* — Comme je l'ai dit précédemment, cette expérimentation est postérieure aux essais décrits actuellement et elle a été faite en tunnel fermé.

L'aile S.C 106 (a) était interactionnée par le sol situé à 0 m. 465 et par le modèle au 1/10 du chariot. Ce modèle était placé à une distance constante de l'aile en faisant varier sa hauteur au-dessus du sol pour chaque incidence.

Les résultats correspondants sont indiqués dans les Tableaux numériques ci-dessous et représentés sur les graphiques (fig. 28).

INTERACTION CHARIOT AU 1/10 SUR L'AILE S. C. 106 a								
a) Interaction-sol à 0,465 des attaches avant (Référence) Voir tableau (b) page 70								
b) Interaction-sol (0,465) + chariot au 1/10 (Distance constante)								
i	— 4°75	— 1°70	1°35	4°35	7°45	10°50	13°55	16°55
100 Cz	14,3	36,1	61,1	83,0	104,3	125,2	142,1	142,3
100 Cx	2,93	2,11	3,03	4,39	6,58	9,32	12,55	17,62

La comparaison des polaires correspondantes montre que l'interaction complémentaire due au chariot peut se représenter exactement par la relation :

$$\Delta Cx_{(ch)} = 0,00585 Cz^2$$

et les courbes unitaires Cz divergent d'un angle sensiblement correspondant soit :

$$\Delta i^o_{(ch)} = - 0,34 Cz.$$

Ainsi, la valeur de l'interaction complémentaire due à la présence du chariot au 1/10 est sensiblement la même pour les ailes S. C. 133 a et S. C. 106 a.

3° *Étude avec le biplan Fokker (S. C. 106 a + b) chariot au 1/10.* — Dans ces expériences, les maquettes du biplan et du chariot étaient à la même échelle relative : 1/10 de la vraie grandeur.

Les résultats des essais sont indiqués dans les Tableaux ci-dessous et représentés sur les graphiques (fig. 31).

INTERACTION DU CHARIOT AU 1/10 AVEC LE BIPLAN S. C. 106 (a + b)								
a) Interaction-sol à 0 m. 438 des attaches AV (Référence) Voir tableau (b) page 75								
b) Interaction-sol (0,438) + chariot au 1/10 (Distance constante avec i)								
i	— 6°95	— 4°06	— 1°13	+ 1°80	4°73	7°67	10°60	
100 Cz	— 1,93	16,53	33,38	51,48	69,53	86,98	103,0	
100 Cx	5,79	3,50	3,535	4,44	5,90	8,09	10,626	

La comparaison des polaires B_s (interaction-sol) avec $B(s + c)$ (interaction-sol + chariot) montre que la variation de $\Delta Cx_{(ch)}$ avec Cz^2 peut se représenter par une droite telle que :

$$\Delta Cx_{(ch)} = -0,0033 Cz^2$$

l'angle induit correspondant serait alors :

$$\Delta i_{(ch)} = -0,19 Cz.$$

3° *Étude avec le biplan Bréguet 14 A.2.* — a) Maquettes au 1/10 pour le Bréguet et pour le chariot. Les résultats relatifs à ces expériences sont indiqués dans les Tableaux ci-dessous et représentés sur les graphiques (fig. 32 et 33).

INTERACTION DU CHARIOT AU 1/10 AVEC LE BIPLAN BRÉGUET 14 A.2 AU 1/10								
a) Interaction-sol à 0,532 (Courbe unitaire et polaire de référence) Voir tableau (c) page 79								
b) Interaction-sol (0,532) + chariot au 1/10 (Distance variable avec i)								
<i>i</i>	— 4°25	— 1°47	+ 1°31	3°95	6°75	9°55	12°37	15°28
100 Cz	— 4,41	14,6	33,7	52,4	69,7	87,5	103,2	111,2
100 Cx	6,01	4,50	4,645	5,24	6,63	8,51	10,87	16,55

La comparaison des polaires montre que l'interaction-chariot pour le Bréguet 14 A.2 au 1/10 peut se représenter assez exactement par la relation

$$\Delta Cx_{(ch)} = -0,0065 Cz^2.$$

b) Maquettes au 1/20 pour le Bréguet et pour le chariot. Comme précédemment on a les Tableaux ci-dessous et les graphiques (fig. 34).

INTERACTION DU CHARIOT AU 1/20 AVEC LE BIPLAN BRÉGUET 14 A.2 AU 1/20								
a) Interaction-sol à 0,276 (Courbe unitaire et polaire de référence) Voir tableau (b) page 80								
b) Interaction-sol (0,276) + chariot au 1/10 (Distance variable avec i)								
<i>i</i>	— 3°18	— 0°44	+ 2°70	5°65	8,35	11°25	14°08	17°07
100 Cz	— 8°37	13,30	34,4	53,76	72,1	88,5	97,0	99,5
100 Cx	5,14	3,84	3,59	4,69	6,60	9,55	17,36	27,00

La comparaison des polaires montre que l'interaction-chariot peut se représenter assez exactement par la droite

$$\Delta Cx_{(ch)} = -0,0065 Cz^2.$$

Ainsi les deux maquettes du Bréguet XIV A.2 essayées en présence des maquettes du chariot, d'échelles correspondantes, donnent la même valeur pour l'interaction-chariot.

L'angle induit correspondant sera donné par la relation habituelle

$$\Delta i_{(ch)} = -0,37 Cz.$$

En vue de préciser quelque peu la nature et la grandeur de cette interaction complémentaire due à la présence du chariot, j'ai exécuté avec l'aile 106 (a) une expérience spéciale pour laquelle cette aile était interactionnée par le modèle au 1/10 du chariot en l'absence de la plaque représentant le sol.

Cette expérience a été faite en tunnel fermé. Le modèle du chariot était maintenu à une distance constante de l'aile au moyen de quatre supports réglables prenant appui sur la paroi inférieure du tunnel.

Les résultats correspondants sont indiqués dans le Tableau numérique ci-dessous et représentés (fig. 38).

ÉTUDE DE L'INTERACTION GLOBALE DUE AU CHARIOT SEUL										
Aile S. C. 106 a en présence du chariot au 1/10 (Distance constante)										
<i>i</i>	— 9°13	— 6°1	— 3°05	0°	2°85	5°83	8°86	11°9	14°9	17°78
100 <i>C_z</i>	— 15,8	+ 4,2	26,5	47,4	69,2	92,0	112,0	130,0	146,5	120
100 <i>C_x</i>	8,72	4,26	1,98	2,16	3,23	4,95	7,31	10,28	13,85	25,35

Aile S. C. 106 a sans interaction. Voir tableau (a) page 70

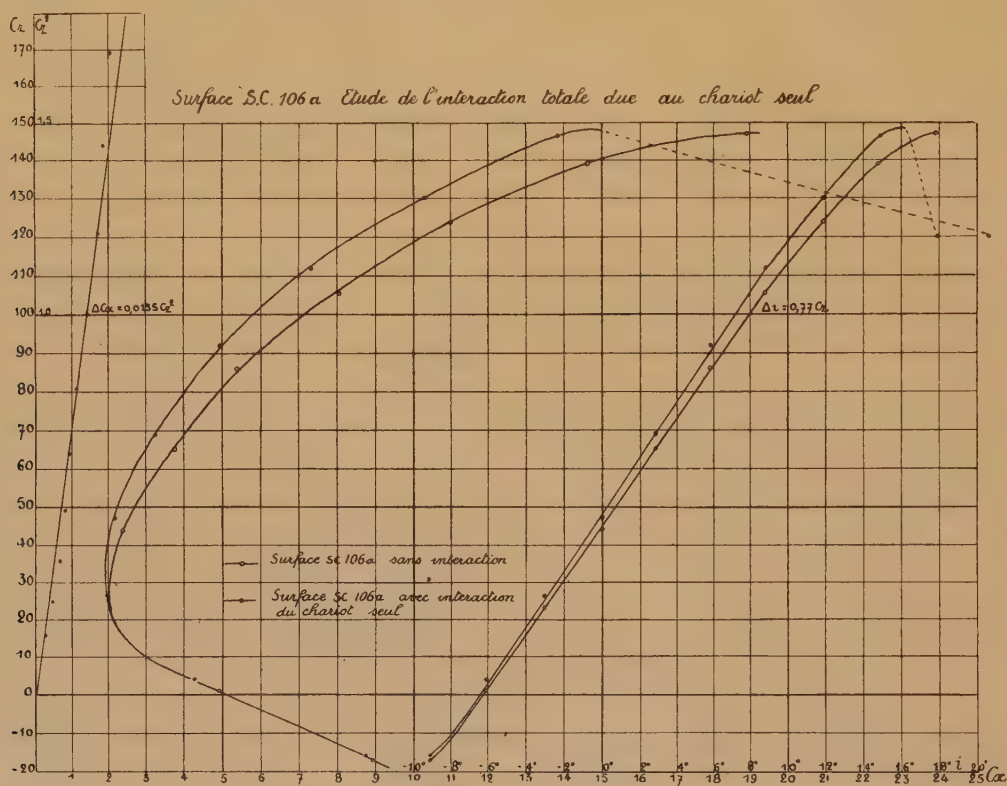


Fig. 38

La comparaison des courbes unitaires et des polaires montre que l'interaction totale due au chariot seul peut se représenter assez exactement par les relations :

$$\Delta C_{x(ch. s)} = - 0,0135 C_z^2$$

avec

$$\Delta i^{(ch. s)} = - 0,77 C_z.$$

Cette valeur de l'interaction correspond à un coefficient d'influence fictif égal à :

$$\sigma' = 0,0135 \times \frac{\pi L^2}{S} = 0,248.$$

La valeur correspondante de h/L déduite de la courbe des σ pour les biplans est :

$$H/L = 0,575$$

et comme $L = 0,700$ on en déduit :

$$H = 0,4025.$$

Tout se passe donc comme si l'interaction totale due à la seule présence du chariot correspondait à celle d'un sol fictif situé à une distance :

$$H/2 = 0,201$$

au-dessous de l'aile.

Pour le chariot en vraie grandeur ce sol fictif serait à 2 m. 01 au-dessous de l'aile.

Une valeur approchée de l'interaction complémentaire due au chariot peut être obtenue en supposant que cette interaction complémentaire est égale à la différence entre l'interaction totale du chariot seul et l'interaction correspondante due au sol. En réalité, la présence du chariot au-dessus du sol masque une partie de celui-ci et l'interaction complémentaire due au chariot doit être une fonction complexe des deux interactions séparées.

Cependant l'application de ce calcul montre, en général, une concordance acceptable avec les déterminations expérimentales de l'interaction complémentaire.

1° *Cas de l'aile S. C. 106 a.* — L'interaction due au sol est

$$\Delta Cx_{\text{sol}} = 0,0062 Cz^2.$$

On en déduirait pour l'interaction complémentaire du chariot

$$\Delta Cx_{(ch)} = (0,0135 - 0,0062) Cz^2 = 0,0073 Cz^2.$$

L'expérience donne une valeur plus faible

$$\Delta Cx_{(ch)} = 0,00585 Cz^2.$$

2° *Cas de l'aile S. C. 133 a.* — L'interaction due au sol est

$$\Delta Cx_{\text{sol}} = 0,0079 Cz^2 (\sigma = 0,161).$$

Pour cette aile on a :

$$L = 0,773 \text{ d'où } h/L = 0,522$$

on en déduit :

$$\sigma_{\text{fictif}} = 0,275 \text{ et } \Delta Cx_{(ch, s)} = 0,0135 Cz^2.$$

L'interaction complémentaire serait donc

$$\Delta Cx_{(ch)} = (0,0135 - 0,0079) Cz^2 = 0,0056 Cz^2.$$

L'expérience donne une valeur plus grande

$$\Delta Cx_{(ch)} = 0,00584 Cz^2.$$

3° *Cas du biplan S. C. 106 (a + b).* — L'interaction due au sol est en moyenne

$$\Delta Cx_{(\text{sol})} = 0,0130 Cz^2.$$

Pour calculer la valeur du σ fictif correspondant au chariot seul, nous devons calculer les σ fictifs des ailes constitutives du biplan. On trouve ainsi :

Ailes $s s'$	$h = 0,656$	$h/L = 0,93$	$\sigma s s' = 0,168$
" $s i'$	$h = 0,529$	$h/L = 0,76$	$\sigma s i' = 0,198$
" $i i'$	$h = 0,402$	$h/L = 0,575$	$\sigma i i' = 0,247$
" $i s'$	$h = 0,539$	$h/L = 0,76$	$\sigma i s' = 0,198$

on en déduit :

$$\sigma_{\text{fictif}(B)} = 0,410 ; \text{ soit } \Delta Cx_{(ch, s)} = 0,0223 Cz^2.$$

L'interaction complémentaire due au chariot serait donc

$$\Delta Cx_{(ch)} = 0,0223 Cz^2 - 0,0130 Cz^2 = 0,0093 Cz^2.$$

L'expérience a donné une valeur très notablement plus faible ($0,0033 Cz^2$) et les calculs précédents ainsi que les mesures faites pour le cas du Bréguet nous amènent à penser que cette valeur expérimentale doit être erronée par défaut dans le cas particulier du biplan S. C. 106 ($a + b$). On sait que pour les deux maquettes du Bréguet, on a trouvé une même interaction complémentaire due au chariot et dont la valeur est $0,0065 Cz^2$. Il semble que la valeur correspondante pour le biplan S. C. 106 ($a + b$) doit être du même ordre de grandeur. Nous admettrons donc par la suite pour ce biplan S. C. 106 ($a + b$)

$$\Delta Cx_{(ch)} = 0,0065 Cz^2.$$

Enfin, les mêmes calculs appliqués au cas du Bréguet 14 A.2 (au 1/10) donnent aussi une valeur calculée en assez bon accord avec la valeur expérimentale à condition de prendre pour l'interaction-sol la valeur trouvée expérimentalement et non la valeur calculée.

Remarque. — Mes expériences antérieures sur l'interaction des supports d'intrados m'auraient plutôt incité à considérer que l'interaction chariot doit être composé de deux termes : 1° un terme du premier degré correspondant à une ascendance apparente du vent relatif et constante avec Cz ; 2° un terme du second degré correspondant à un angle ascendant induit par interaction et proportionnel à Cz . Les positions des points représentatifs de $\Delta Cx_{(ch)}$ par rapport à la droite en Cz^2 semblent parfois justifier cette opinion, mais la précision de nos expériences, en ce qui concerne la détermination des angles, ne m'a pas permis de délimiter la part qui revient à chacun de ces termes dans l'interaction totale.

Comme l'interaction-chariot reste faible tant que la portance est inférieure à $100 Cz = 50$, l'erreur commise en adoptant une loi en Cz^2 n'est pas grande. Cette façon de faire peut présenter certains avantages pratiques en assimilant numériquement l'interaction-chariot à une résistance induite.

Conclusions. — Il serait prématuré de vouloir établir une loi, même empirique, pour chiffrer l'interaction-chariot dans tous les cas expérimentaux. Le mieux sera de recourir à la mesure directe de cette interaction dans chaque cas particulier.

Les expériences précédentes permettent d'effectuer les corrections d'interaction de sol et de chariot aux résultats obtenus pour différentes ailes, cellules ou avions essayés au chariot.

COMPARAISON des RÉSULTATS OBTENUS au CHARIOT et CORRIGÉS des INTERACTIONS-SOL et CHARIOT avec les RÉSULTATS OBTENUS au TUNNEL

1° Ailes S. C. 133 G et S. C. 133 a.

L'ensemble des résultats obtenus au chariot permet, comme nous l'avons vu, le tracé assez correct d'une polaire moyenne et d'une courbe unitaire Cz et dont les caractéristiques sont indiqués dans le Tableau numérique ci-contre.

A cette polaire et à cette courbe unitaire nous devons appliquer les corrections d'interaction de sol et les corrections d'interaction de chariot.

a) *Correction d'interaction de sol.* — La hauteur de la surface au-dessus du sol pour la portion de la voie correspondant aux lectures faites sur les diagrammes est sensiblement

$$4,00 + 0,15 + 0,30 + 0,50 = 4,95 \text{ m.}$$

4,00 représente la hauteur de l'axe arrière du montage au-dessus du rail ; 0,15 représente la hauteur des cales interposées entre l'aile et le montage ; 0,30 représente la hauteur du rail, des traverses et du ballast au-dessus de la plate-forme de la voie ; 0,50 représente le contrebas du sol latéral par rapport à la plate-forme de voie.

On en déduit la valeur de l'entreplan relatif :

$$h/L = \frac{9,90}{10,94} = 0,91$$

d'où : $\sigma = 0,170$

et par suite :

$$\Delta Cx (\text{sol}) = - 0,0084 Cz^2$$

et : $\Delta i^s (\text{sol}) = - 0,48 Cz$

Les valeurs de ces corrections sont portées dans le Tableau numérique ci-dessous.

b) *Corrections d'interaction-chariot.* — Nous devons prendre une valeur intermédiaire entre les valeurs trouvées expérimentalement pour les modèles au 1/10 et au 1/20 du chariot, soit :

$$\Delta Cx_{(ch)} = - 0,0055 Cz^2$$

et :

$$\Delta i_{(ch)} = - 0,315 Cz$$

puis nous appliquons une correction complémentaire pour les Cz inférieur à Cz = 1,0 de manière à tenir compte de l'influence particulière sur les Cx aux faibles portances. Cette correction complémentaire correspond aux valeurs expérimentales trouvées pour le chariot au 1/10^e à une distance variable de l'aile. Ce qui revient sensiblement à la moyenne entre l'influence du chariot 1/10 à distance constante et l'influence du chariot 1/20.

L'ensemble de ces corrections est porté dans le Tableau ci-dessous ainsi que les résultats corrigés correspondants.

AILE S. C. 133 G : Corrections d'interaction-sol et chariot VI = 32 m ² /sec.									
<i>i</i>	— 8°2	— 5°65	— 3°00	— 0°20	2°35	5°00	7°65	10,9	11°95
Cz × 100	0	20	40	60	80	100	120	140	145
Cx × 100	2,45	1,70	1,35	1,90	2,96	4,52	6,63	9,47	10,50
Δ Cx (sol) × 100	0	0,034	0,135	0,303	0,54	0,84	1,21	1,65	1,78
Δ ₁ Cx (ch) × 100	0	0,022	0,088	0,198	0,352	0,55	0,79	1,08	1,16
Δ ₂ Cx (ch) × 100	— 0,25	— 0,24	— 0,20	— 0,180	— 0,100	0	0	0	0
Σ Δ Cx × 100	— 0,25	— 0,184	+ 0,02	+ 0,32	+ 0,79	+ 1,39	+ 2,00	+ 2,73	+ 2,94
100 (Cx + Σ Δ Cx)	2,20	1,516	1,33	2,22	3,75	5,91	8,63	12,20	13,44
Δ <i>i</i> (sol)	0	0°096	0°19	0°29	0°385	0°48	0°575	0°67	0°695
Δ <i>i</i> (ch)	0	0°063	0°126	0°19	0°255	0°31	0°375	0°44	0°455
Σ Δ <i>i</i>	0	0°16	0°32	0°48	0°64	0°79	0°95	1°11	1°15
<i>i</i> + Σ Δ <i>i</i>	— 8°2	— 5°49	— 2°68	+ 0°28	2°99	5°99	8°60	12°01	13°10
AILE S. C. 133 a : Résultats moyens obtenus au tunnel VI = 4,4 m ² /sec.									
<i>i</i>	— 8°45	— 5°7	— 2°9	— 0°20	+ 2°6	5°40	8°85	14°2	
100 Cz	0	20	40	60	80	100	120	140	145
100 Cx	1,50	1,50	2,12	3,20	4,67	6,95	9,7	15,3	
(Cx _T - Cx _{ch}) 100	— 0,7	— 0,01	+ 0,79	0,98	0,92	1,04	1,07	3,1	
moyenne = 0,96									

Enfin nous avons porté dans le même Tableau ci-dessus les coefficients unitaires obtenus au tunnel par l'essai de la maquette au 1/13 de l'aile SC 133 G. Pour ces résultats, nous avons pris

la moyenne de deux essais, d'ailleurs en très bon accord, l'un de ces essais correspondait à une vitesse de 40 m./sec., l'autre à une vitesse de 33 m./sec.; il en résulte que les valeurs moyennes portées au Tableau correspondant à un VI moyen de 36,5 m./sec. $\times 0,120 = 4,4 \text{ m}^2/\text{sec}$.

Rappelons que les essais au chariot correspondent à un VI de 19 m./sec. $\times 1,70 = 32 \text{ m}^2/\text{sec}$.

Ces courbes unitaires et polaire obtenues au tunnel ont été tracées également sur la fig. 39.

La comparaison des résultats : chariot : corrigés et des résultats : tunnel s'établit aisément.

On voit que les courbes unitaires C_z sont peu différentes jusqu'à $C_z = 110$. Le décalage entre elles peut être imputé aux erreurs de mesure sur les angles d'incidence. Pour les portances plus élevées, les C_z obtenus au chariot et notamment le maximum de C_z , sont plus grands qu'au tunnel. On doit en conclure que l'effet de similitude pour une aile de ce genre est de retarder l'apparition des décollements et de prolonger l'écoulement sustentateur normal.

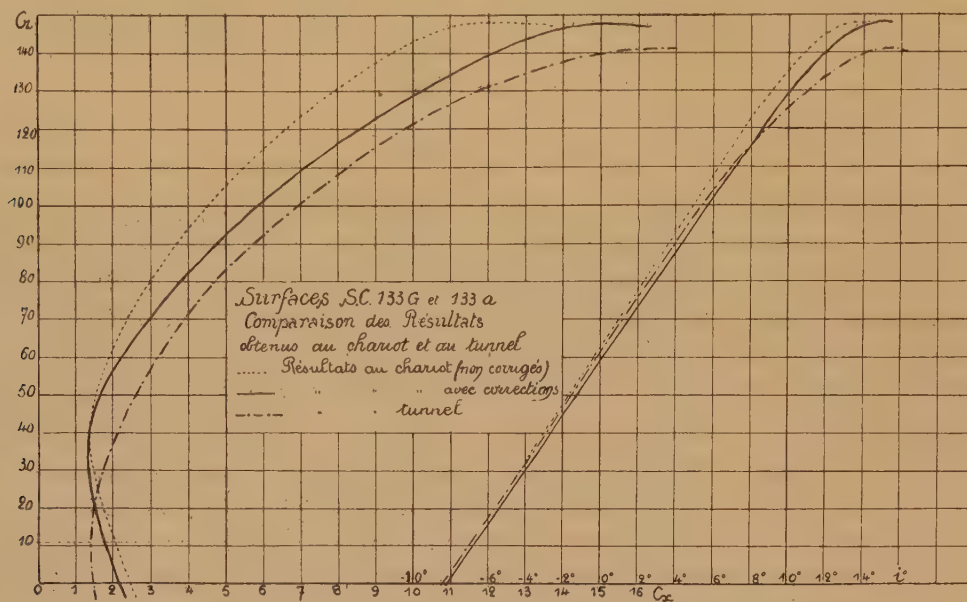


Fig. 39

La comparaison des polaires montre pour les portances faibles que les C_x chariot sont plus grands que les C_x tunnel. J'attribue ceci à une influence résiduelle du chariot sur l'aile dont nos corrections n'ont sans doute pas tenu compte exactement.

D'ailleurs la précision des mesures au chariot pour ces valeurs faibles de C_x est insuffisante pour en tirer une conclusion certaine.

Nous observons, en revanche, que pour les portances comprises entre $100 \text{ } C_z = 40$ et $100 \text{ } C_z = 130$ les deux polaires sont sensiblement parallèles et le décalage moyen est de :

$$100 (C_{x(t)} - C_{x(ch)}) = 0,96.$$

Une partie de cette différence est évidemment due au frottement de l'air sur le profil. On sait d'après les expériences de Gibbons et de Prandtl que le coefficient unitaire de frottement est de la forme :

$$C_f = A \left(\frac{VL}{\nu} \right)^{-0,15}.$$

A étant un coefficient constant qui dépend surtout du degré de poli des surfaces. Dans le cas particulier qui nous occupe, j'adopterai le coefficient donné par Gibbons soit, pour de l'air à 15° et 760 mm. :

$$100 C_f = 0,612 (VL)^{-0,15}.$$

En faisant le calcul pour les surfaces S. C. 133 G et 133 (a), compte tenu du périmètre du profil par rapport à la corde, on trouve comme différence due aux résistances de frottement :

$$100 (C_{x f. a.} - C_{x f. e.}) = 0,300 (1 + 0,25 C_z).$$

En effectuant le calcul pour les portances entre $100 C_z = 40$ et $100 C_z = 130$, on trouve que la différence résiduelle entre les polaires est plus constante que précédemment, sa valeur moyenne est 0.632.

Le parallélisme des polaires indique, en outre, que la résistance induite doit être la même sur le modèle réduit et sur l'aile en vraie grandeur.

A ces résultats, il convient d'appliquer les corrections d'interaction de sol et d'interaction complémentaire de chariot.

On aura donc : $h/2 = 5 \text{ m. } 10$
et par suite : $h/L = 1,45$, d'où $\sigma = 0,114$.

et Δi (sol) = - 0,356 Cz.

$$\Delta Cx_{(ch)} = -0,0058 Cz^2$$

Ces corrections totales seront donc :

$$\text{et } \Delta i(\text{sol}) + \Delta i_{(ch)} = -0,688 \text{ Cz.}$$

Ces calculs correspondants sont indiqués dans le Tableau numérique ci-dessous.

AILE S. C. 106 G. Corrections d'interaction sol et chariot. $Vl = 20$ à $25 \text{ m}^2/\text{sec.}$											
i	— 6°30	— 3°85	— 1°50	— 0°85	3°25	5°65	8°0	10°5	13°1	15°6	18°1
100 Cz	— 3,41	+13,07	35,3	52,4	71,5	90,3	106,5	126	142,5	148	148
100 Cx	3,64	2,48	2,54	3,15	3,73	5,07	6,60	8,43	10,7	13,0	19,7
100 ΔCx_t	0,00	0,02	0,15	0,33	0,61	0,98	1,37	1,91	2,44	2,62	2,62
100(Cx+ ΔCx)	3,64	2,50	2,69	3,48	4,34	6,05	7,97	10,34	13,14	15,62	22,32
Δi_t	— 0°02	+ 0°09	0°24	0°36	0°49	0°62	0°73	0°87	0°98	1°02	1°02
$i + \Delta i_t$	— 6°32	— 3°76	— 1°26	1°21	3°74	6°27	8°73	11°37	14°10	16°62	19°12

AILE S. C. 106 a. Résultats obtenus au tunnel. $Vl = 4,8 \text{ m}^2/\text{sec.}$	
Voir tableau a, page 70.	

La fig. 40 représente ces résultats comparés à la polaire obtenue au tunnel en l'absence de toute interaction.

La comparaison des résultats du chariot, après corrections avec les résultats obtenus au tunnel, montre que les courbes unitaires C_z sont sensiblement confondues pour tous les angles de portance positive jusqu'à 9° . Au delà de cet angle, les C_z obtenus au tunnel s'infléchissent légèrement, alors que ceux obtenus au chariot continuent à croître proportionnellement à l'angle d'incidence jusqu'au voisinage du C_z maximum, lequel est d'ailleurs sensiblement le même pour les deux méthodes.

Or, la correction d'angle pour les valeurs élevées de l'angle d'incidence est probablement inférieure à celle admise dans les calculs précédents. En effet, quand l'aile essayée au chariot est placée aux grands angles d'incidence, sa distance moyenne au-dessus du sol est plutôt augmentée ainsi que la distance au-dessus des principaux supports du chariot. Il en résulte que la courbe unitaire C_z , obtenue au chariot et corrigée par les valeurs calculées pour les hauteurs moyennes,

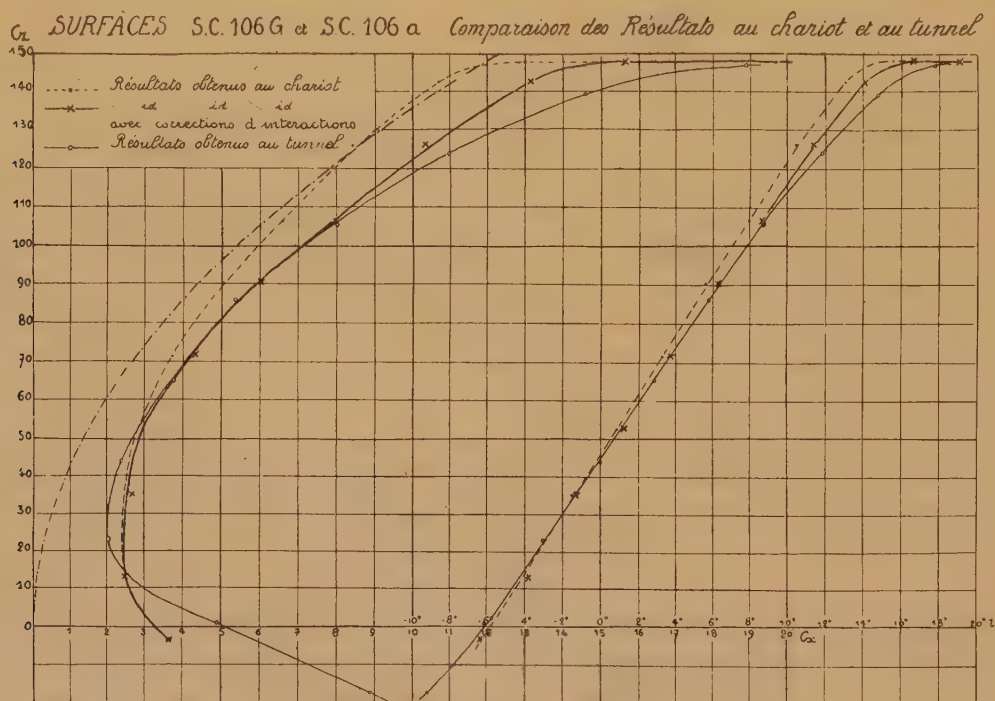


Fig. 40

n'est pas suspecte d'être trop relevée de ce fait. Il y a lieu de penser que dans ce cas, l'écoulement sustentateur normal se maintient avec toute son efficacité au delà de 9° , dans le cas de l'aile en vraie grandeur, alors qu'il s'atténue dans le cas du modèle réduit. Cette diminution de la sustentation doit être aussi l'indice de l'apparition de décollements sur le contour du modèle, avec augmentation corrélative de la résistance à l'avancement.

La comparaison des polaires confirme cette hypothèse car la coïncidence de ces courbes cesse nettement à partir de la sustentation correspondant à l'angle de 9° .

On observe, en outre, que ces polaires divergent quelque peu aux portances faibles. Ceci peut être attribué soit à des modèles d'écoulements différents, soit à des erreurs expérimentales sur la détermination des résistances à l'avancement de grandeur faible par la méthode du chariot.

Quoiqu'il en soit, la coïncidence des polaires pour les portances comprises entre $C_z = 50$ et $C_z = 110$ confirme le fait énoncé précédemment en ce qui concerne la résistance induite qui est évidemment la même pour le modèle réduit et pour l'aile en vraie grandeur.

Cette coïncidence des polaires ne fait pas non plus apparaître l'évolution normale de la résistance de frottement. D'ailleurs, pour les valeurs de V_l correspondant à ces essais, la différence due au frottement serait seulement :

$$\Delta C_{x_f} = 0,20.$$

Cette quantité est très faible et, elle a pu être masquée par de petites erreurs expérimentales, ou compensée par quelques irrégularités de similitude géométrique.

On observe enfin que la polaire obtenue au chariot (après correction) est sensiblement parallèle à la parabole induite correspondant à l'allongement 5,85, à partir des portances supérieures à $Cz = 50$. La résistance de profil reste donc constante et sa valeur moyenne est $100 Cx_p = 1,5$. Les 2/3 de cette résistance paraissent imputables à la résistance de frottement (compte tenu de la majoration en fonction de Cz).

3° Biplans, S. C. 106 ($a + b$) et S. C. 106 ($G_1 + G_2$).

Comme précédemment, nous appliquons aux résultats obtenus au chariot les corrections suivantes :

a) *Corrections d'interaction de sol.* — La hauteur de l'aile inférieure au-dessus du sol étant en moyenne

$$h/2 = 5 \text{ m. } 05.$$

Le calcul des coefficients d'influence pour chacune des ailes s'établit comme suit :

$$\left. \begin{array}{lll} h i i' = 10 \text{ m. } 10 & h/L = 1,44 & \sigma i i' = 0,115 \\ h i s' = 11 \text{ m. } 50 & " = 1,64 & \sigma i s' = 0,100 \\ h s s' = 12 \text{ m. } 90 & " = 1,84 & \sigma s s' = 0,093 \\ h s i' = 11 \text{ m. } 50 & " = 1,64 & \sigma s i' = 0,100 \end{array} \right\} \sigma' = 0,204$$

La valeur approchée de l'interaction sol sera donc :

$$\Delta Cx (\text{sol}) = - 0,110 Cz^2.$$

Cette valeur calculée étant en général un peu faible, nous l'avons majorée dans le rapport des σ réel et fictif déterminés expérimentalement, soit :

$$\Delta Cx (\text{sol}) = - 0,0110 \times \frac{0,248}{0,243} Cz^2 = - 0,0112 Cz^2.$$

L'angle induit correspondant sera :

$$\Delta i (\text{sol}) = - 0,64 Cz.$$

b) *Interaction complémentaire due au chariot.* — Comme je l'ai dit précédemment, il semble logique d'admettre la valeur trouvée deux fois pour le Bréguet 14 A², soit :

$$\Delta Cx_{(ch)} = - 0,0065 Cz^2$$

$$\text{avec } \Delta i_{(ch)} = - 0,37 Cz.$$

Les calculs correspondants sont indiqués dans le Tableau ci-dessous et les résultats obtenus sont représentés sur la fig. 41.

BIPLAN S. C. 106 ($G_1 + G_2$). Correction d'interaction sol chariot VI = 24 m ² /sec.									
i	—6°	—3°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	18°
100 Cz	0	20,7	40	69,5	79,4	98,4	112,6	121,8	126,7
100 Cx	(?)	2,5	3,13	4,38	6,22	8,36	10,9	14,2	18,25
100 $\Delta Cx (t)$	0	0,08	0,28	0,62	1,12	1,72	2,25	2,63	2,85
100 Cx _B	(?)	2,58	3,41	5,00	7,34	10,08	13,15	16,83	21,10
$\Delta i (t)$	0	0°21'	0°40'	0°60'	0°80'	1°00'	1°13'	1°23'	1°29'
i_B	—6°	—2°79'	0°40'	3°40'	6°80'	10°0'	13°13'	16°23'	19°29'

BIPLAN S. C. 106 ($a + b$). Résultats obtenus au tunnel : VI = 4,8 m²/sec.
Voir le tableau (a) page 75

La comparaison des courbes unitaires montre une légère divergence qui atteint 0% pour $C_z = 100$. Ceci peut être dû à une imprécision relative sur la mesure des angles d'incidence au chariot par suite de la flexion élastique de la vergue.

En revanche les polaires sont sensiblement parallèles. L'écart entre ces polaires doit être attribué à la différence de résistance entre les montants et les fils réels du biplan en grandeur et les montants correspondants du modèle réduit. En outre, des expériences particulières ont montré que la présence de ces montants, sur le modèle réduit amenait une interaction nuisible avec les ailes de telle sorte que la polaire du modèle réduit avec montants est un peu plus défavorable que celle du biplan théorique sans montants. Une expérience analogue sur le biplan en grandeur n'a pas révélé d'interaction nuisible, tout au moins en ce qui concerne les valeurs de C_z en fonction de l'incidence.

Enfin l'écart entre les polaires chariot et tunnel correspond aussi à l'évolution normale de la résistance due au frottement de l'air. Un calcul rapide montre que pour les valeurs de V_l correspondant respectivement à ces essais ($v_l = 4,8 \text{ m}^2/\text{sec.}$ au tunnel et $V_L = 24 \text{ m}^2/\text{sec.}$ au chariot) l'écart, dû au frottement, varie proportionnellement à C_z depuis $100 \Delta C_{x_f} = 0,25$ pour $C_z = 0$ jusqu'à $100 \Delta C_{x_f} = 0,31$ pour $C_z = 100$.

Compte tenu de ce qui précède, on peut dire que les résultats obtenus au chariot sont en très bon accord avec ceux obtenus au tunnel. En outre, dans le cas du biplan on n'a pas observé le maintien d'un écoulement plus sustentateur pour la vraie grandeur au-dessus de l'angle de 9° .

Comparaison entre le monoplan S. C. 106 G et le biplan S. C. 106 ($G_1 + G_2$).

Cette comparaison entre deux ensembles de résultats obtenus au chariot est extrêmement intéressante en vue de vérifier si les lois théoriques qui permettent de calculer la différence des résistances induites du biplan et du monoplan s'appliquent au cas de la vraie grandeur.

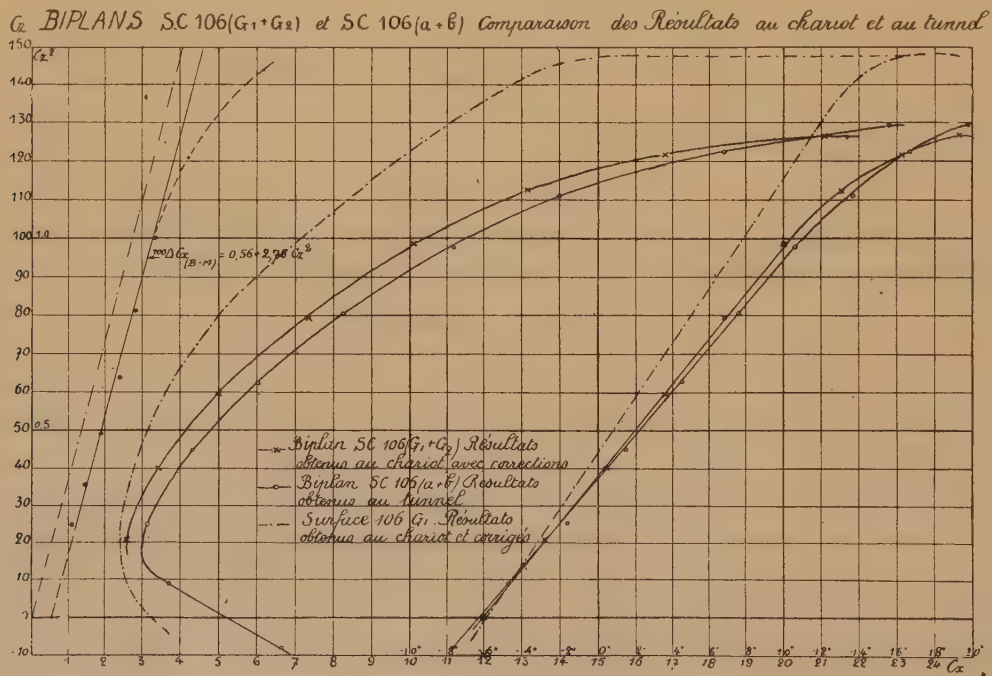


Fig. 41

Sur la fig. 41 j'ai reporté les tracés de la polaire et de la courbe unitaire de l'aile S. C. 106 G_1 essayée au chariot. Puis j'ai mesuré l'écart ΔC_x entre ces polaires. La variation de cet écart en fonction de C_z^2 est représentée à gauche des polaires. Compte tenu de ce que l'écart ΔC_x aux faibles valeurs de C_z est d'une insuffisante précision, tant par la précision limitée qu'on peut escompter sur les faibles valeurs de C_x que par la susceptibilité du mode d'écoulement correspondant, on voit que la variation de ΔC_x avec C_z^2 peut se représenter par la relation :

$$100 \Delta C_x = 100 (C_{x_B} - C_{x_M}) = 0,56 + 2,73 C_z^2.$$

L'abscisse à l'origine (0,56) correspond à la résistance supplémentaire due aux mâts et aux fils du biplan (quatre mâts fuselés de $1,275 \times 0,035$ au centre, quatre montants elliptiques de $1,275 \times 0,012$ aux extrémités, huit fils normaux de $1 \text{ m. } 40 \times 0,003$, seize fils obliques).

La variation en Cz^2 mesurerait donc la valeur expérimentale de la résistance induite entre le biplan S. C. 106 ($G_1 + G_2$) et le monoplan S. C. 106 G_1 d'après les expérimentations au chariot.

Cette valeur expérimentale est à rapprocher de la valeur théorique donnée par les formules de Prandtl pour les biplans. Cette valeur théorique se calcule comme suit : le biplan S. C. 106 ($G_1 + G_2$) avait un entreplan de $1 \text{ m. } 275$, soit :

$$h/L = 0,182 \text{ et } \sigma = 0,51.$$

Cette valeur théorique de σ est d'ailleurs en parfait accord avec les valeurs expérimentales que j'ai trouvées pour l'influence de l'entreplan relatif dans les biplans ⁽¹⁾.

Le coefficient K des formules de Munk sera donné par la relation :

$$K^2 = \frac{2}{1 + \sigma} = 1,33.$$

On en déduit :

$$\Delta Cx = Cx_B - Cx_M = \frac{Cz^2}{\pi} \left(\frac{S_B}{1,33 L^2} - \frac{S_M}{L^2} \right) = 0,0275 Cz^2$$

soit :

$$100 \Delta Cx = 2,75 Cz^2.$$

Cette valeur est vérifiée par les expériences au chariot et nous pouvons conclure à nouveau que la résistance induite est la même pour un modèle réduit et pour un biplan en vraie grandeur et que l'expérimentation à cet égard vérifie la théorie.

4° Biplan Bréguet 14 A.2 (vraie grandeur et modèle au 1/10).

Les corrections à appliquer aux résultats obtenus au chariot s'établissent comme suit :

a) *Corrections pour l'interaction-sol.* — La hauteur moyenne de l'aile inférieure au-dessus du sol était de $4 \text{ m. } 80$. On aura donc :

$$\left. \begin{array}{lll} h i i' = 9 \text{ m. } 60 & h/L = 0,71 & \sigma i i' = 0,210 \\ h s s' = 13 \text{ m. } 10 & h/L = 0,97 & \sigma s s' = 0,164 \\ h i s' = 11 \text{ m. } 35 & h/L = 0,84 & \sigma i s' = 0,182 \\ h s i' = 11 \text{ m. } 35 & h/L = 0,84 & \sigma s i' = 0,182 \end{array} \right\} \sigma' = 0,369.$$

La valeur de l'interaction-sol correspondant à ce σ fictif sera :

$$\Delta Cx_B = -0,0170 Cz^2$$

avec :

$$\Delta i_B = -0,97 Cz.$$

b) *Corrections pour l'interaction complémentaire due au chariot.* — Nous adoptons la valeur expérimentale :

$$\Delta Cx_{(ch)} = -0,0065 Cz^2$$

avec :

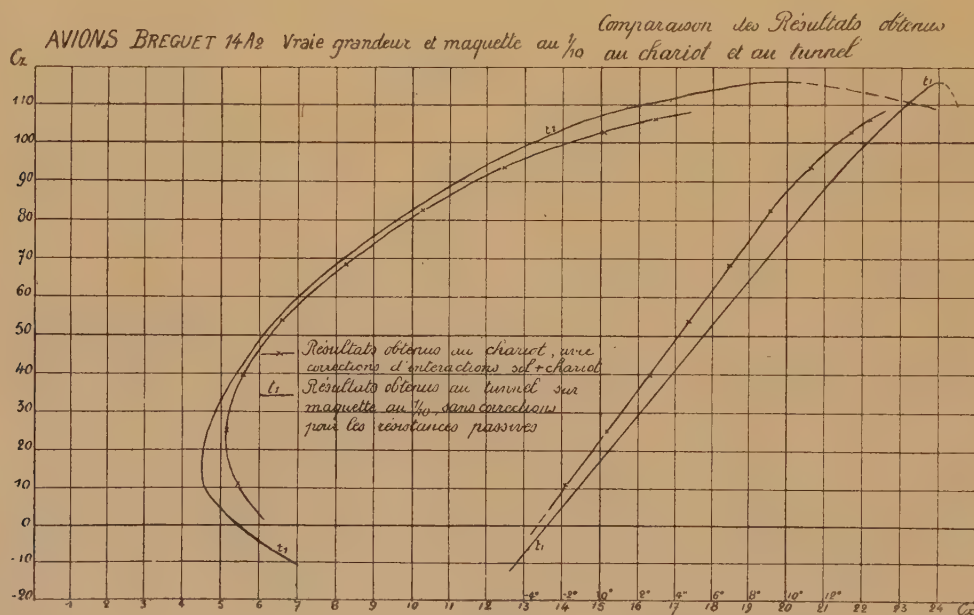
$$\Delta i_{(ch)} = -0,37 Cz.$$

(1) A. TOUSSAINT « *Études systématiques sur les biplans, Influence de l'entreplan* » publié dans le *Bulletin* du S. T. Aë. Recherches d'aérodynamique expérimentale, texte et planches, Mars 1923).

Les calculs correspondants, sont indiqués dans le Tableau ci-dessous, et les résultats obtenus sont représentés sur le graphique (fig. 42).

BIPLAN BRÉGUET 14 A.2 CORRECTIONS D'INTERACTION-SOL $\times$ CHARIOT $V_l = 32 \text{ m}^2/\text{sec.}$									
i	-2^0	0^0	2^0	4^0	6^0	8^0	10^0	12^0	13^0
100 C_z	11	25	39,7	53,7	68,4	82,5	93,5	102,4	106
100 C_x	5,4	5,0	5,2	5,9	7,15	8,65	10,4	12,6	13,75
100 $\Delta C_x(t)$	0,03	0,15	0,37	0,68	1,10	1,60	2,05	2,47	2,65
100 C_{x_B}	5,43	5,15	5,57	6,58	8,25	10,25	12,45	15,07	16,40
$\Delta i(t)$	0°15	0°34	0°53	0°72	0°91	1°11	1°26	1°38	1°43
i_B	-1^085	0^034	2^053	4^072	6^091	9^011	11^026	13^038	14^043

Biplan Bréguet, 14 A.2. — Modèle au 1/10. — Essais au tunnel $V_l = 5 \text{ m}^2/\text{sec.}$
(Voir Tableaux (a) et (b) page 79.)



On voit que les courbes unitaires C_z diffèrent notablement. Cette divergence est imputable, en partie, à une erreur de construction de la maquette dont les ailes sont interinclinées d'un angle de 0^08 , alors qu'elles sont parallèles dans l'avion en vraie grandeur.

D'autre part, la mesure des angles d'incidence au chariot, est quelque peu incertaine parce qu'elle n'a pu être faite qu'en certains points accessibles de l'aile inférieure. Enfin, des déformations ont pu se produire par flexions des ailes au cours des essais sur la maquette.

Les polaires sont en meilleur accord pour les C_z compris entre 50 et 100. Aux faibles valeurs, de la sustentation, on observe une divergence plus appréciable. Enfin, on observe une légère divergence aux portances élevées.

Dans l'ensemble, on peut dire que ces résultats confirment encore nos conclusions précédentes, en ce qui concerne la résistance induite.

Mais on ne peut tirer d'autres conclusions de cette comparaison parce qu'en réalité elle n'est pas légitime pour les raisons suivantes :

La maquette, au 1/10, de l'avion expérimenté au chariot ne comportait aucune des armatures (montants, haubans, jambes de force du train), qui se trouvent sur l'avion réel. D'autre part, elle comportait quatre paires de montants rectangulaires, servant à l'entretoisement des ailes, et aussi des jambes de force rectangulaires, entre le plan d'essieu et la partie inférieure du fuselage.

Il y a donc d'importantes corrections de résistance passives à faire subir aux résultats obtenus avec la maquette. Ces corrections sont très aléatoires, principalement en ce qui concerne les armatures de l'avion réel. Le calcul approché peut être fait comme suit.

a) *Corrections pour la maquette au 1/10.* — La longueur totale des montants rectangulaires entretoisant la cellule est 0 m. 69 et leur épaisseur est 0,0046. Un tarage direct sur des montants de même forme a donné, comme coefficient unitaire, 0,0615 kgm²/sec.

La correction, pour ces montants, sera donc :

$$0,0615 \times 0,00317 \times 32,4 = 0,0063 \text{ kgm.}/\text{sec.}$$

On aura, de même, pour les armatures du train d'atterrissage : $(0,60 \times 0,004)$

$$0,0615 \times 0,0024 \times 32,4 = 0,00477$$

et pour une entretoise entre fuselage et plan supérieur : $(0,040 \times 0,0075)$

$$0,0615 \times 0,0003 \times 32,4 = 0,00060$$

soit une correction totale :

$$100 Cx_{(M)} = 1,16.$$

b) *Corrections pour l'avion réel.* — La longueur totale des mâts (cellule, cabane, train d'atterrissage), est sensiblement égale à 23 mètres. La résistance d'un mât Bréguet est de 0,267 gr. m./sec., par mètre courant. Il s'ensuit que la correction, pour les mâts de l'avion réel, sera :

$$0,000267 \times 23 \times 0,324 = 0,002 \text{ kgm}^2/\text{sec.}$$

La longueur totale des fils fuselés (cellule, empennages et train) est approximativement de 50 mètres. L'épaisseur de ces fils est moyenne de 2,5 mm. et le coefficient unitaire correspondant 0,025.

La longueur totale des fils cylindriques (corde à piano) est d'environ 20 mètres, l'épaisseur 2,5 mm. et le coefficient unitaire 0,062.

Dans ces conditions, la correction pour les fils s'élève à 0,002 comme pour les montants.

La correction totale de montants et fils serait donc :

$$100 Cx_{(MF)} = 0,40.$$

Il conviendrait d'y ajouter la correction pour les ferrures d'attache des fils, les tendeurs, etc. Cette correction ne peut donc être calculée, car on ne connaît pas la résistance correspondante. Je conviendrai de majorer de 15 % la résistance trouvée précédemment, soit en définitive :

$$100 Cx_{(MF)} = 0,56.$$

La polaire de la maquette doit donc être corrigée au total de :

$$100 \Delta Cx = -1,16 + 0,56 = -0,60 \text{ kgm}^2/\text{sec.}$$

il résulterait, de cette correction, que la polaire de la maquette serait déplacée vers la gauche de $100 \Delta Cx = 0,6$, ce qui augmenterait l'écart existant avec la polaire obtenue au chariot.

Cet écart est déjà en sens inverse de ce qu'il devrait être normalement, d'après les essais antérieurs et d'après l'évolution normale des lois du frottement de l'air.

Il y a lieu de conclure, de ce qui précède, que les corrections de résistance passives, indiquées précédemment, sont erronées en ce qui concerne l'avion réel. En particulier, il est probable que la résistance du fuselage réel est bien supérieure à celle du fuselage correspondant de la maquette. L'insuffisance de nos connaissances sur l'évolution des résistances des divers organes d'un avion, rend tout à fait illusoire la recherche d'une loi de similitude précise pour un ensemble aussi complexe qu'un avion réel.

CONCLUSIONS

Il résulte de cette étude, en ce qui concerne la détermination expérimentale des lois de similitude pour l'aérodynamique (et compte tenu de la mise au point des méthodes employées) les précisions nouvelles suivantes :

1° Par des expérimentations en soufflerie, pour des variations importantes de la vitesse du vent et des dimensions des modèles, et pour des évolutions considérables (jusqu'alors inconnues), des coefficients unitaires de sustentation et de traînée, j'ai montré que les polaires correspondantes ne différaient entre elles, que d'une faible quantité qui correspond sensiblement à l'évolution normale de la résistance due au frottement de l'air. Il en résulte que la résistance induite est restée constante, malgré les variations de grandeur de la vitesse et des dimensions et malgré les changements particulièrement remarquables du mode d'écoulement du fluide autour du modèle. (Voir chapitre II, Étude de l'aile S. C. 105 G).

2° Par la comparaison d'expérimentations en soufflerie (modèles réduits) et au chariot, (modèles en grandeur) j'ai montré que les polaires obtenues ne différaient entre elles que par des quantités faibles en général. Ces différences sont imputables soit à l'évolution normale des lois de frottement, soit à des erreurs de similitude géométrique, soit à des erreurs d'estimation des résistances parasites, soit enfin (pour les portions extrêmes des polaires) à des évolutions spéciales du mode d'écoulement de l'air. Il en résulte encore que la résistance induite est la même pour un modèle réduit et pour la vraie grandeur correspondante. (Voir chapitre V, comparaison des résultats obtenus au chariot et corrigés des interactions, avec les résultats obtenus au tunnel).

Ainsi, tant par une même méthode expérimentale (soufflerie) que par des méthodes différentes (soufflerie et chariot) j'ai montré que la résistance induite (un des facteurs essentiels de la résistance des organes sustentateurs) doit être considérée comme étant la même sur un modèle réduit et sur la vraie grandeur. Cette loi de similitude est vraie aussi bien pour des ailes sustentatrices isolées, que pour des ailes sustentatrices superposées. (Voir chapitre V, a) les polaires des ailes isolées obtenues au chariot et au tunnel sont parallèles ou très voisines, b) la résistance induite, par interaction de deux ailes superposées en un modèle vraie grandeur, vérifie les valeurs théoriques, lesquelles, comme on sait, sont également vérifiées pour les modèles réduits).

3° Il résulte également de ce qui précède et des vérifications expérimentales correspondantes, que l'intensité de la sustentation, pour un angle d'incidence donné (toutes choses égales par ailleurs), est la même en général, sur un modèle réduit et sur la vraie grandeur. Par suite, les sustentations théoriques, pour les profils théoriques (et pour la plupart des autres) ne sont pas *atteintes* en général, même si l'on augmente considérablement le produit : vitesse $\times$ dimensions de l'expérimentation. Cette remarque ouvre un champ particulièrement intéressant pour des recherches ultérieures relatives aux effets indirects produit par la viscosité des fluides réels.

4° J'ai trouvé cependant, dans un cas particulier, des écoulements haut-sustentateurs qui se sont produits à des valeurs modérées du produit $V \times D$ c'est-à-dire malgré une influence appréciable de la viscosité. (Voir chapitre II, Étude de l'aile S. C. 105 G).

Cette remarque offre un champ d'investigation nouveau aux études des ailes sustentatrices.

5° Par l'étude des interactions dues à la présence d'un sol, j'ai précisé le calcul des résistances induites par interaction de superposition avec grand entreplan relatif. (Voir chapitre V, Étude particulière de l'interaction-sol).

Cette étude constitue aussi une contribution intéressante à la vérification de la *méthode de l'image* pour le calcul de ces interactions.

6° Par la confrontation de nombreux résultats expérimentaux, j'ai rappelé les lois d'évolution de la résistance de frottement et j'ai indiqué quelques précisions en ce qui concerne l'influence de l'épaisseur relative maximum sur la résistance des ailes.

Enfin, en complément d'un exposé succinct des conditions à réaliser pour que l'expérimentation puisse contribuer à l'étude des lois de similitude, j'ai indiqué certaines directives intéressantes pour les recherches ultérieures, complémentaires ou nouvelles, et plus particulièrement en ce qui concerne la similitude géométrique des modèles expérimentés et les recherches sur les phénomènes de décollements. (Voir chapitre I, et diverses considérations sur l'intérêt de poursuivre l'aérodynamique du cylindre par les méthodes du manège ou du chariot aérodynamiques.)

Saint-Cyr, le 20 Janvier 1924

A. TOUSSAINT

DEUXIÈME THÈSE

Propositions données par la Faculté

ÉTUDES SUR LE VENT NATUREL

Vu et approuvé :

Paris, le 24 Mars 1924

Le Doyen de la Faculté des Sciences,

M. MOLLIARD

Vu et permis d'imprimer :

Le Recteur de l'Académie de Paris,

P. APPELL

